



Titre: Configuration de l'âme en nid d'abeille sur des réflecteurs
Title: d'antennes spatiales

Auteur: Thierry Stocco
Author:

Date: 2018

Type: Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

Référence: Stocco, T. (2018). Configuration de l'âme en nid d'abeille sur des réflecteurs
Citation: d'antennes spatiales [Mémoire de maîtrise, École Polytechnique de Montréal].
PolyPublie. <https://publications.polymtl.ca/3269/>

 **Document en libre accès dans PolyPublie**
Open Access document in PolyPublie

URL de PolyPublie: <https://publications.polymtl.ca/3269/>
PolyPublie URL:

**Directeurs de
recherche:** Louis Laberge Lebel
Advisors:

Programme: Génie mécanique
Program:

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

CONFIGURATION DE L'ÂME EN NID D'ABEILLE SUR DES RÉFLECTEURS
D'ANTENNES SPATIALES

THIERRY STOCCO

DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLÔME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES
(GÉNIE MÉCANIQUE)

JUIN 2018

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé :

CONFIGURATION DE L'ÂME EN NID D'ABEILLE SUR DES RÉFLECTEURS
D'ANTENNES SPATIALES

présenté par : STOCCO Thierry

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès sciences appliquées

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

M. RUIZ Eduardo-Antonio-Julian, Ph. D., président

M. LABERGE LEBEL Louis, Ph. D., membre et directeur de recherche

M. GOSSELIN Frédérick, Doctorat, membre

REMERCIEMENTS

J'adresse mes sincères remerciements à mon directeur de recherche, M. Louis Laberge Lebel, pour son implication, son soutien et ses encouragements tout au long de cette recherche.

Je souhaite également remercier les membres du personnel de MDA Montréal pour leur soutien et l'attention qu'ils ont portée au projet. Merci particulièrement à M. Gérard Carrier, M. David Huet et M. Steve Larouche pour la qualité de leur suivi et leurs précieux conseils.

Enfin, je remercie spécialement mes parents, ma sœur et ma copine pour leurs encouragements et leur soutien tout au long de mon parcours.

RÉSUMÉ

Les réflecteurs installés sur les antennes satellitaires doivent être stables en température pour assurer leur performance d'autant plus que la température vue en orbite peut facilement varier entre $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$ jusqu'à $+150\text{ }^{\circ}\text{C}$. Les réflecteurs sont généralement constitués de deux éléments : la coque et la structure arrière. La coque est la partie utile de l'antenne qui comporte la face réfléchissante, tandis que la structure arrière rigidifie l'assemblage. La coque est construite sur la base d'une construction sandwich avec une âme en nid d'abeille de papier de fibre de para-aramide. Ces âmes en nid d'abeille ont des propriétés de dilatation thermique orthotropes et induisent une distorsion thermique sur la surface des réflecteurs qui réduisent leur performance.

Les nids d'abeille sont découpés en sections à géométries variables qui sont ensuite cousues l'une à l'autre pour former l'âme du panneau sandwich. En modifiant l'orientation des sections, les caractéristiques thermomécaniques orthotropes du nid d'abeille peuvent être prises en compte lors de la conception. L'objectif principal du mémoire est de trouver la configuration des sections d'âme sur le réflecteur qui minimise les distorsions thermiques.

En premier lieu, les propriétés mécaniques et thermiques du nid d'abeille sont caractérisées à l'aide de plusieurs tests expérimentaux. Par la modélisation des tests mécaniques effectués, une estimation des propriétés du papier de para-aramide constituant le nid d'abeille est obtenue. Il a aussi été remarqué que la dilatation thermique du nid d'abeille est principalement causée par une déformation des cellules de celui-ci.

En deuxième lieu, des tests mécaniques sont menés sur le panneau sandwich pour mesurer les propriétés équivalentes du nid d'abeille. Ceux-ci ont permis d'évaluer l'apport de rigidité réel du nid d'abeille lorsque ses parois sont contraintes par des laminés rigides. Un modèle numérique est ensuite développé en utilisant les propriétés équivalentes mesurées sur le panneau sandwich.

En troisième lieu, un panneau sandwich est soumis à une charge thermique et ses déformations sont mesurées expérimentalement. La modélisation de ce test expérimental a permis de montrer que les défauts dans les laminés ont un grand impact sur la réponse thermique du panneau.

Finalement, plusieurs configurations d'âme sont testées numériquement sur deux types de réflecteurs ; l'un avec une structure arrière traditionnelle et l'autre avec un système d'attaches flexibles. Les résultats de l'étude numérique proposent qu'une diminution des distorsions

thermiques est possible en utilisant plusieurs sections de nid d'abeille. En revanche, pour une réelle augmentation des performances, l'âme doit être divisée en un très grand nombre de sections, ce qui rend la solution peu pratique.

ABSTRACT

Reflectors installed on space antennas need temperature stability to ensure their performance especially given that experienced temperatures in orbit can easily vary between -150°C and $+150^{\circ}\text{C}$. Reflectors are generally composed of two elements: the shell and the backing structure. The shell, which comprises the reflective surface, is the useful part of the antenna whereas the backing structure rigidifies the assembly. The shell is built in a sandwich panel and is composed of a para-aramid fiber paper honeycomb core. These honeycomb cores have orthotropic properties of thermal expansion and induce a thermal distortion on the reflectors' surface that reduces its performance.

The honeycombs are cut in sections of varying geometry that are sewed together to form the core of the sandwich panel. By changing the orientation of these sections, the honeycomb's orthotropic thermomechanical properties can be taken into account in the design. The main goal of this research is to find the configuration of the core sections on the reflector that minimizes the thermal distortions.

Firstly, honeycomb's mechanical and thermal properties are characterized based on several experimental tests. By modeling the mechanical tests conducted, we obtain an estimate of the para-aramid paper's properties, the material of the honeycomb. The mechanical tests have allowed to estimate the properties of the para-aramid paper, the material of the honeycomb. It was also noted that the honeycomb's thermal expansion is mainly caused by a deformation of its cells.

Secondly, mechanical tests are conducted on the sandwich panel in order to measure the honeycomb's equivalent properties. These tests have allowed to evaluate the actual stiffness contribution of the honeycomb when its walls are constrained by rigid face sheets. A digital model is then developed using the equivalent properties measured on the sandwich panel.

Thirdly, a sandwich panel is submitted to a thermal load and its deformations are measured experimentally. The modeling of this experimental test has permitted to show that flaws in the face sheets have a considerable impact on the thermal response of the panel.

Finally, several core configurations are numerically tested on two types of reflectors: one composed of a traditional backing structure and the other composed of a flexible interface. The results of the numerical study suggest that a diminution in thermal distortions is possible when using several

honeycomb sections. However, to obtain a significant augmentation of the performances, the core needs to be devised in many sections; thus, making the solution not very practical.

TABLE DES MATIÈRES

REMERCIEMENTS	III
RÉSUMÉ.....	IV
ABSTRACT	VI
TABLE DES MATIÈRES	VIII
LISTE DES TABLEAUX.....	X
LISTE DES FIGURES.....	XI
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS	XIV
LISTE DES ANNEXES.....	XV
CHAPITRE 1 INTRODUCTION.....	1
1.1 Contexte de recherche	2
1.2 Objectifs du projet.....	3
CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE	4
2.1 Caractérisation et modélisation du nida	4
2.1.1 Matériau constitutif du nida	5
2.1.2 Modèles analytiques et numériques	6
2.2 Caractérisation et modélisation d'un panneau sandwich avec une âme en nida	9
2.2.1 Propriétés mécaniques équivalentes du nida.....	10
2.2.2 Propriétés thermomécaniques équivalentes du nida dans un panneau sandwich.....	11
2.3 Diminution des distorsions thermiques sur les réflecteurs d'antennes spatiales.....	12
2.4 Sommaire de la revue de la littérature et rappel des objectifs.....	13
CHAPITRE 3 CARACTÉRISATION THERMOMÉCANIQUE ET MODÉLISATION D'UNE ÂME EN NIDA	15
3.1 Test de traction du nida dans le plan	16

3.2	Micrographie des cellules du nida.....	18
3.3	Dilatation thermique du nida.....	20
3.3.1	Dilatation thermique hors du plan.....	20
3.3.2	Dilatation thermique dans le plan.....	22
3.4	Modélisation par éléments finis du nida	30
CHAPITRE 4 CARACTÉRISATION ET MODÉLISATION D'UN PANNEAU SANDWICH		41
4.1	Test de traction sur l'assemblage sandwich	41
4.2	Modélisation du panneau sandwich	44
4.2.1	Modélisation du test de traction	45
4.2.2	Modélisation thermomécanique	48
4.3	Détermination des propriétés des éléments solides équivalant au nida	51
4.4	Test de dilatation thermique du panneau sandwich	54
4.5	Étude de sensibilité des déformations du panneau aux propriétés des laminés	56
CHAPITRE 5 IMPACTS DE LA SOUS-DIVISION DE L'ÂME DES RÉFLECTEURS SUR LEURS DISTORSIONS THERMIQUES		66
5.1	Méthodologie	66
5.2	Résultats	68
5.2.1	Réflecteur de type 1.....	68
5.2.2	Réflecteur de type 2.....	69
5.3	Discussion	70
CHAPITRE 6 CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS		73
BIBLIOGRAPHIE		75
ANNEXES		78

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 2.1 : Équation approximative de Chamis et al. pour le nida libre et le nida contraint par des laminé rigide	10
Tableau 3.1 : Caractéristiques géométriques des cellules du nida	20
Tableau 3.2 : Conditions aux frontières du modèle à grande échelle	33
Tableau 3.3 : Conditions aux frontières du modèle de la cellule unitaire	35
Tableau 3.4 : Propriétés mécaniques des parois du nida.....	39
Tableau 3.5 : Résultats des modèles numériques	40
Tableau 4.1 : Résultats des tests de traction sur le panneau sandwich.....	43
Tableau 4.2 : Propriétés mécaniques des matériaux dans les modèles des tests de traction	46
Tableau 4.3 : Module de rigidité équivalente du nida.....	47
Tableau 4.4 : Conditions aux frontières du modèle unitaire du panneau sandwich.....	49
Tableau 4.5 : Propriétés mécaniques équivalentes du nida	52
Tableau 4.6 : Constante linéaire de dilatation thermique du nida.....	53
Tableau 4.7 : Propriétés thermomécaniques des fibres et de la matrice	58
Tableau 4.8 : Propriétés des laminés de chacun des modèles	61
Tableau 5.1 : Paramètres de performance du réflecteur de type 1	69
Tableau 5.2 : Paramètres de performance du réflecteur de type 2	70
Tableau 5.3 : Nombre de pièces d'âme pour différentes tailles de sous-divisions	71

LISTE DES FIGURES

Figure 1.1: Réflecteur du satellite Jason-2 (<i>Image libre de droits, NASA/JPL-Caltech</i>).....	1
Figure 2.1: Procédé de fabrication du nida (<i>Reproduction avec autorisation, Euro-Composite^{MD}</i>)	4
Figure 2.2 : Pulpe de para-aramide (<i>Reproduction avec autorisation, DuPont^{MD}</i>) [1].....	5
Figure 2.3: Micrographie du matériau hétérogène d'un nida; a) couche de résine sur le papier; b) accumulation de résine à la jonction des parois, <i>Reproduction avec autorisation</i> [14].....	8
Figure 2.4 : Constituants d'un panneau sandwich, <i>Reproduction avec autorisation</i> [16]	9
Figure 3.1 : Photo du nida étudié montrant la construction typique en cellules hexagonales	15
Figure 3.2: Installation du test de traction dans le plan du nida.....	16
Figure 3.3 : Courbe de traction dans le sens longitudinal	17
Figure 3.4 : Courbe de traction dans le sens transversal	17
Figure 3.5 : Micrographie d'une cellule typique du nida montrant un écart de taille entre le rayon de cercles notés A et B	18
Figure 3.6 : Micrographie de l'accumulation de résine à la jonction des parois simple avec la résine d'encapsulation retirée numériquement	19
Figure 3.7 : Échantillon hors plan du nida installé sur la TMA	20
Figure 3.8 : Déplacement de la sonde pour le test hors plan.....	21
Figure 3.9 : Schéma de l'installation de test dans la chambre thermique	22
Figure 3.10 : Déplacement de la masse et température de la chambre lors du test de calibration .	24
Figure 3.11 : Dilatation thermique de l'échantillon dans le sens longitudinal.....	26
Figure 3.12 : Dilatation thermique de l'échantillon dans le sens transversal.....	26
Figure 3.13 : Schéma de la déformation des cellules	27
Figure 3.14 : Échantillons installés dans la TMA pour le test dans le plan	28
Figure 3.15 : Déplacement de la sonde pour le test dans le sens longitudinal à la TMA	28

Figure 3.16 : Déplacement de la sonde pour le test dans le sens transversal à la TMA	29
Figure 3.17 : Géométrie de la cellule unitaire choisie.....	30
Figure 3.18 : Dimension de la cellule unitaire	31
Figure 3.19 : Modèle à grande échelle	32
Figure 3.20 : Convergence du modèle pour les quatre conditions de test.....	36
Figure 3.21 : Maillage de la cellule unitaire.....	37
Figure 3.22 : Diagramme décisionnel pour la convergence des propriétés mécaniques.....	38
Figure 4.1 : Échantillon du panneau sandwich installée sur la machine de traction.....	42
Figure 4.2 : Modèle numérique pour le test de traction longitudinale	45
Figure 4.3 : Modèle numérique pour le test de traction transversale	45
Figure 4.4 : Modèle de la cellule unitaire du panneau sandwich	49
Figure 4.5 : Schéma du modèle simplifié du panneau sandwich	51
Figure 4.6 : Système de coordonnées pour les propriétés équivalentes de l'âme	52
Figure 4.7: Schéma de l'installation du panneau sandwich.....	54
Figure 4.8 : Déplacement des cibles mesurée sur le panneau à chaud.....	55
Figure 4.9 : Déplacement des cibles mesurée sur le panneau à froid.....	56
Figure 4.10 : Modèle numérique du panneau sandwich.....	60
Figure 4.11 : Déplacement en Z du modèle 1	62
Figure 4.12 : Déplacement en Z du modèle 2	62
Figure 4.13 : Déplacement en Z du modèle 3	63
Figure 4.14 : Déplacement en Z du modèle 4	63
Figure 4.15 : Déplacement du modèle aux effets combinés	64
Figure 5.1 : Schéma des deux types de réflecteurs étudiés	66
Figure 5.2 : Schéma des configurations d'âme étudiées	67

Figure 5.3 : Déformation hors du plan du réflecteur de type 1	69
Figure 5.4 : Déformation hors du plan du réflecteur de type 2	70
Figure 5.5 : Déformation RMS pour différentes tailles de sous-divisions.....	71

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

Nida	Nid d'abeille
TMA	Appareil d'analyse thermomécanique
RMS	<i>Root Mean Square</i>
V_f	Taux volumique de fibres

LISTE DES ANNEXES

Annexe A - Méthode de calcul des paramètres de performance du réflecteur.....	78
---	----

CHAPITRE 1 INTRODUCTION

Les technologies de l'information, les différents modes de communication, les médias et la surveillance par satellite sont quelques exemples de domaines où les besoins de bande passante sont grandissants. Dans ce contexte, les fournisseurs de services satellitaires doivent alors s'assurer de maximiser la bande passante de leurs installations, et ce, en tout temps. Les satellites de télécommunication servent de relais amplificateur entre des stations terrestres émettrices et réceptrices. Les réflecteurs d'antennes paraboliques embarqués sur les satellites doivent être d'une précision sans pareille pour émettre le diagramme de rayonnement électromagnétique qui assure une bonne réception et distribution du signal sur terre. Pour ce faire, leur géométrie doit être stable sur une gamme de température étendue. Ce défi est d'une importance cruciale puisque ces équipements sont soumis à des excursions thermiques sévères. Dans l'espace, la température de la surface des réflecteurs peut facilement passer de $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$ à $+150\text{ }^{\circ}\text{C}$, selon l'exposition au soleil. Ces forts écarts de températures induisent des déformations thermomécaniques qui modifient le diagramme de rayonnement électromagnétique des réflecteurs sur terre. La figure 1.1 présente un réflecteur typique.

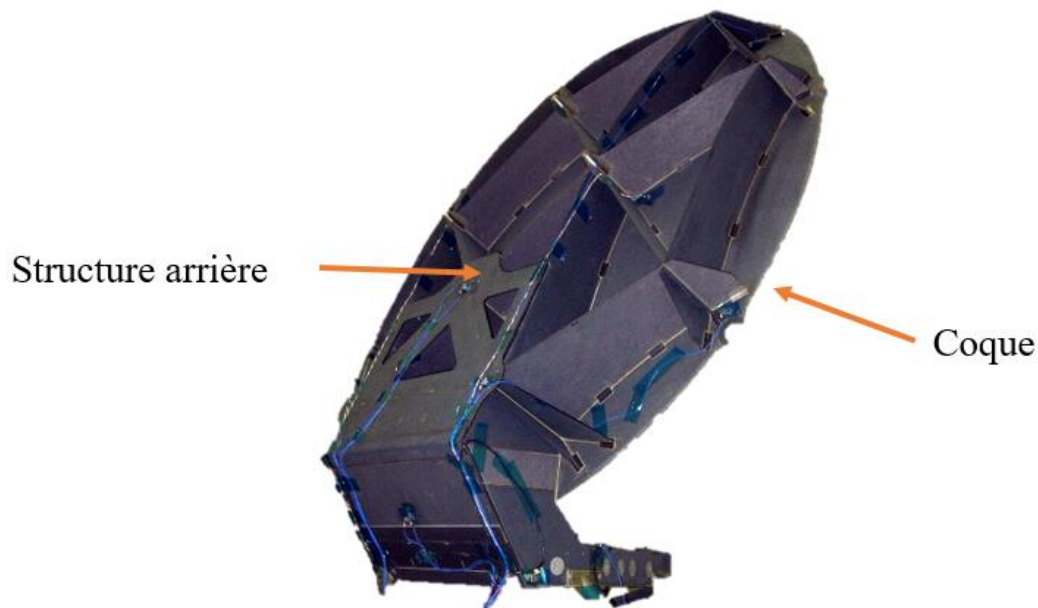


Figure 1.1: Réflecteur du satellite Jason-2 (*Image libre de droits, NASA/JPL-Caltech*)

Les réflecteurs sont généralement constitués de deux éléments : la coque et la structure arrière (voir figure 1.1). La coque est la partie utile de l'antenne qui comporte la face réfléchissante, tandis que la structure arrière rigidifie l'assemblage. Les modèles de réflecteurs les plus récents tentent de découpler la déformation de la coque à celle de la structure arrière, à l'aide de systèmes d'attaches flexibles dans le but de diminuer la masse totale du réflecteur et de minimiser les distorsions thermiques de la coque. La coque étant maintenant plus libre de se déformer, il est important de bien modéliser chacun de ses constituants.

Il est courant de concevoir les réflecteurs avec des matériaux composites en panneau sandwich. Un panneau sandwich est constitué de deux laminés minces de composite, collés à une âme centrale épaisse faite d'un matériau léger. La grande rigidité spécifique des panneaux sandwich rendent ces matériaux très attrayants pour les applications où la masse est un facteur critique comme c'est le cas dans l'industrie spatiale.

Par leur construction, les âmes en nid d'abeille ont des propriétés thermomécaniques orthotropes et possèdent trois coefficients de dilatation thermique distincts. Contrairement à un matériau isotrope qui a des propriétés mécaniques identiques sans égard à la direction de sollicitation, les matériaux orthotropes ont des propriétés orientées selon trois directions principales perpendiculaires entre elles. Cette particularité des âmes en nid d'abeille doit être bien comprise pour évaluer adéquatement les distorsions thermiques des réflecteurs.

1.1 Contexte de recherche

Les nids d'abeille sont découpés en sections à géométrie variable qui sont ensuite cousues les unes avec les autres pour former l'âme du panneau sandwich d'un réflecteur. En modifiant l'orientation et la forme de chaque section, l'impact de la nature orthotrope du nid d'abeille peut être pris en compte lors de la conception. La variabilité des configurations des sections présentement utilisées en industrie démontre qu'une configuration idéale reste encore à être découverte.

Le projet de recherche est effectué en partenariat avec MDA Montréal. MDA est une entreprise proposant des solutions satellitaires de communication et d'observation. Spécialiste dans la conception et la fabrication des antennes satellitaire, MDA s'assure d'offrir un produit performant en encourageant la recherche et le développement.

1.2 Objectifs du projet

L'objectif du projet de recherche, établie en collaboration MDA Montréal, est l'obtention d'une configuration performante du nid d'abeille qui minimise les distorsions thermiques des réflecteurs en orbite.

Cet objectif principal peut être détaillé en trois sous-objectifs :

1. Caractériser et modéliser le nid d'abeille
2. Caractériser et modéliser les distorsions thermiques d'un panneau sandwich
3. Analyser numériquement la performance de plusieurs configurations d'âme

Dans ce document, une revue de littérature est d'abord présentée suivie de trois chapitres correspondants à chacun des sous-objectifs. Premièrement, les propriétés des nids d'abeille seront déterminées par une combinaison de tests thermomécaniques et de modélisations numériques. Ensuite, des tests sur le panneau sandwich permettront l'obtention d'un modèle numérique facilitant la modélisation de panneaux sandwich de formes complexes. Finalement, plusieurs configurations seront testées numériquement afin de trouver celle qui est la plus avantageuse.

CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE

La revue de littérature présente un résumé de la connaissance des sujets traités dans ce mémoire. Pour alléger la lecture du document, le diminutif nida sera utilisé pour signifier nid d'abeille.

La revue de littérature est séparée en trois sections correspondants chacune à un chapitre du document et à un sous-objectif du projet. La première section traitera seulement du nida. Les matériaux constituant le nida ainsi que sa méthode de fabrication seront passés en revue. La seconde section portera sur les assemblages sandwichs comportant une âme en nida. Les propriétés mécaniques de cette construction ainsi que les différentes méthodes de modélisation seront passés en revue. Finalement, la dernière section portera sur les différentes solutions envisagées pour limiter les distorsions thermiques des réflecteurs et augmenter leur performance.

2.1 Caractérisation et modélisation du nida

Les nidas sont fabriqués à partir de minces feuilles de matériaux. Les matériaux les plus souvent employés à la fabrication des nidas sont l'aluminium, le papier de fibre de méta-aramide (Nomex^{MD}) et le papier de fibre de para-aramide (Kevlar^{MD}). La figure 2.1 montre le procédé de fabrication des nidas pour les deux types de papier de fibres d'aramide.

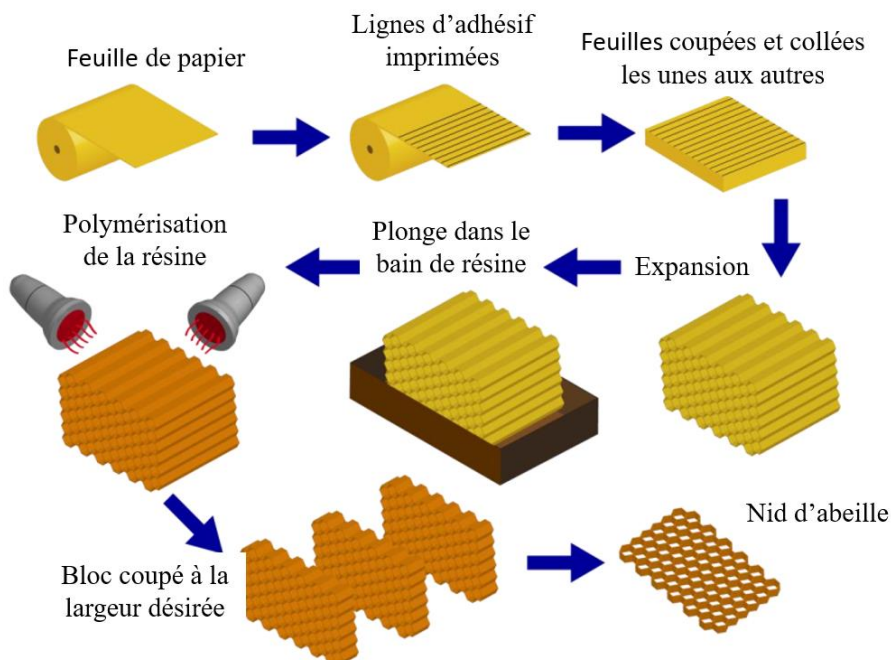


Figure 2.1: Procédé de fabrication du nida (*Reproduction avec autorisation, Euro-Composite^{MD}*)

Premièrement, des lignes d'adhésif sont imprimées sur le papier. Ensuite, le papier est coupé en feuilles qui sont par la suite déposées les unes sur les autres. L'impression des lignes d'adhésif ainsi que l'empilement des feuilles doit être fait de manière précise pour former des cellules de tailles uniformes. L'empilement de feuilles est ensuite pressé à chaud pour activer l'adhésif. Une fois l'empilement de feuilles consolidé, il est expansé pour former les cellules hexagonales. Cet assemblage de cellules hexagonales forme une structure ressemblant à un nid d'abeille. Le bloc expansé est ensuite plongé dans un bain de résine. La résine est ensuite polymérisée dans un four pour rigidifier le bloc. Finalement, le bloc de nida est coupé en section d'épaisseur désirée pour son utilisation.

2.1.1 Matériau constitutif du nida

Le nida étudié est fabriqué à partir de papier de fibres de para-aramide. Celui-ci est constitué d'un mélange de *fibrils* et de fibres courtes qui forment ensemble une pulpe présentée sur la figure 2.2.

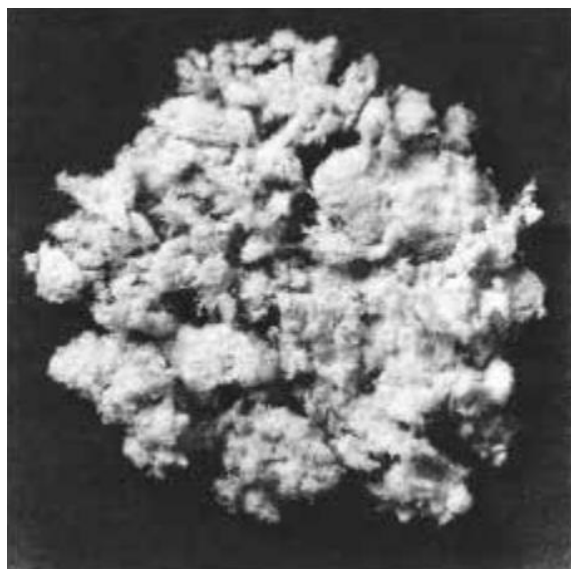


Figure 2.2 : Pulpe de para-aramide (*Reproduction avec autorisation, DuPont^{MD}*) [1]

Les *fibrils* sont de très petites fibres obtenues par le cisaillement à haute énergie de fibre courte. À cause du procédé de cisaillement, les *fibrils* ont une très grande surface de contact et servent à unir les fibres courtes ensemble. La pulpe de para-aramide est ensuite traitée à l'aide d'une machine à papier industrielle semblable à celles utilisées pour la fabrication de papier classique (à base de fibres cellulosiques). Les propriétés mécaniques du papier obtenu sont ensuite améliorées par le calandrage de ce dernier [2].

À la connaissance de l'auteur, il existe peu de littérature caractérisant expérimentalement le comportement thermomécanique du papier de para-aramide. Ceci peut s'expliquer par le fait que les âmes en nida les plus utilisées dans l'industrie sont constituées de minces feuilles d'aluminium ou de papier de fibres de méta-aramide (Nomex^{MD}). En effet, l'industrie aéronautique favorise l'utilisation du papier de méta-aramide pour ses caractéristiques ignifuges. Dans l'industrie, l'aluminium est davantage utilisé pour des raisons économiques. Les âmes en para-aramide ne sont donc privilégiées que par l'industrie aérospatiale dû à leur rigidité élevée et à leur faible dilatation thermique par rapport à l'aluminium et aux âmes en méta-aramide.

Plusieurs études traitent des nidas de méta-aramide, mais, encore une fois, très peu se penchent sur les propriétés du papier comme telles. Les propriétés mécaniques entre les fibres de para-aramide et de méta-aramide diffèrent grandement. Entre autres, la rigidité des fibres de para-aramides est environ 10 fois plus élevée que celle de méta-aramide [1]. Sachant que la fabrication des papiers de méta-aramide est semblable à celle des papiers de para-aramide, les quelques études portant sur le papier de méta-aramide permettent de connaître les particularités mécaniques associées à la fabrication d'un papier de fibres d'aramide.

L'anisotropie des papiers de méta-aramide a été étudiée par plusieurs auteurs dans la littérature. Effectivement, lors du procédé de calandrage, les fibres courtes s'alignent dans le sens machine et renforcent cette direction par rapport à l'autre [2, 3]. De plus, il a été observé que les propriétés mécaniques des papiers de méta-aramide sont dépendantes de l'épaisseur nominale du papier [4]. Les propriétés du matériau de papier de fibre para-aramide couvert de résine phénolique constituant le nida ne peuvent pas être évaluées directement, car l'obtention d'un échantillon auprès des fournisseurs est difficile. La résine phénolique est appliquée sur le papier après qu'il ait été assemblé en nida. Certains auteurs ont d'ailleurs tenté de reproduire un papier de fibres de méta-aramide couvert de phénolique semblable à celui utilisé pour la fabrication du nida [3, 4]. Il est cependant difficile d'assurer une reproduction exacte du procédé de fabrication utilisé pour les nidas commerciaux pour l'obtention d'un matériau semblable.

2.1.2 Modèles analytiques et numériques

Les matériaux cellulaires comme les nidas sont des candidats idéaux pour l'âme d'un panneau sandwich. En effet, ces matériaux présentent de très bonnes rigidités spécifiques et leurs propriétés mécaniques peuvent être ajustées en modifiant la géométrie des cellules. Cette liberté permet la

conception d'un matériau très performant adapté à une application précise. Les matériaux avec une structure en nida sont intéressants pour leurs caractéristiques mécaniques en compression et cisaillement hors du plan [5]. Des méthodes de test normalisées ont été établies afin d'évaluer ces caractéristiques. La norme ASTM C273 définit la méthode de test pour évaluer les propriétés mécaniques en cisaillement du nida tandis que la norme ASTM C365 définit celle pour les propriétés en compression. Le module et la résistance en cisaillement et en compression hors du plan sont généralement donnés par le fabricant [6], car elles sont essentielles pour concevoir une pièce utilisant leurs produits. Ces données sont cependant insuffisantes pour modéliser de façon détaillée le comportement d'un nida.

La construction des nidas sous forme de cellules hexagonales répétées leur confère des propriétés thermomécaniques orthotropes [7, 8]. Cette nature orthotrope de l'âme indique que neuf constantes sont nécessaires pour une représentation complète du matériau dans le domaine élastique [9]. Les neuf constants élastiques évalués sont trois modules élastiques tension/compression, trois modules de cisaillement et trois coefficients de Poisson. Il est possible de faire une approximation des comportements mécaniques des nidas avec les trois constantes élastiques données par le fournisseur [6]. Par contre, une caractérisation complète de l'âme est nécessaire pour calculer précisément les déformations d'un panneau sandwich sous des chargements complexes tels que rencontrés sur des réflecteurs satellitaires.

Les matériaux cellulaires comme les âmes en nida sont au centre de plusieurs efforts de recherche, car ils présentent des propriétés attrayantes pour les industries de pointe. Plusieurs méthodes analytiques ont été développées pour estimer les neuf constantes élastiques des âmes en nida. Premièrement, en considérant la cellule du nida comme un hexagone parfait, Gibson & Ashby ont développé une série d'équations afin de déterminer ces constantes élastiques [7]. Les équations pour les propriétés dans le plan sont développées en considérant les parois du nida comme des poutres en flexion. Le modèle de Gibson & Ashby propose un intervalle de valeurs et non une valeur unique pour les modules de cisaillement transversal. Des équations plus précises pour évaluer les modules de cisaillement transversal ont par la suite été développées [10]. En prenant en compte l'effet des parois de double épaisseur, Burton & Noor ont développé une autre série d'équations analytiques pour les 9 constantes élastiques [11]. Il est aussi possible de modéliser par éléments finis le nida afin de calculer ses propriétés mécaniques équivalentes.

Les modèles théoriques présentés précédemment, étant basés sur des hypothèses simplificatrices, présentent cependant des limites intrinsèques. Premièrement, étant très minces, les parois de nida sont susceptibles de présenter des défauts de forme qui réduisent leur rigidité théorique [12]. Il a été observé que la planéité des parois n'était pas parfaite, d'autant plus que ces dernières ne sont pas exactement perpendiculaires au panneau [13]. De plus, il peut exister de grandes variations d'épaisseur au sein de la même section d'une paroi, ce qui ajoute aux défauts de planéité [14] [13]. Ces défauts résultent en une perte de rigidité en compression qui peut aller jusqu'à 70% pour des nidas ayant des cellules de grande taille formées de paroi mince [8]. Deuxièmement, dans le cas théorique où la cellule est supposée parfaitement hexagonale, la rigidité est isotrope dans le plan; elle est la même pour les deux directions. En pratique, la forme des cellules n'est pas parfaitement hexagonale.

Lors de la fabrication, la forme des cellules est obtenue par le fléchissement du papier lors de l'opération d'expansion de l'empilement de feuilles (voir figure 2.1). Ce fléchissement des parois simples induit une courbure de celle-ci au point de collage. Ces rayons de courbure entraînent une différence entre les deux modules de rigidité dans le plan du nida [15]. Le module dans les deux directions diminue avec l'introduction d'une courbure dans les parois, mais la diminution est plus grande dans le sens perpendiculaire au ruban. Troisièmement, les modèles théoriques considèrent le matériau des parois comme homogène. Par contre, pour les nidas constitués de papiers de fibres d'aramide, le matériau constituant le nida est hétérogène. Une micrographie du matériau montrant cette hétérogénéité est présentée à la figure 2.3a.

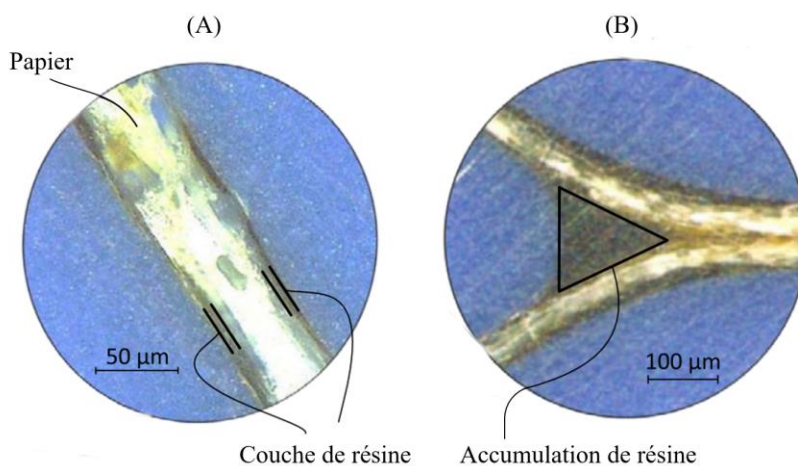


Figure 2.3: Micrographie du matériau hétérogène d'un nida; a) couche de résine sur le papier; b) accumulation de résine à la jonction des parois, *Reproduction avec autorisation* [14]

La figure 2.4a montre en vue de coupe le matériau d'un nida. Le matériau résultant de la méthode de fabrication s'apparente à un stratifié, puisqu'une couche de résine se dépose sur le papier lorsque le nida est plongé dans le bain de résine [14]. De plus, une accumulation de résine à la jonction des parois simples a été observée [14] [13]. Cette accumulation est présentée à la figure 2,4b.

Ainsi, plusieurs éléments s'éloignent du modèle théorique proposé par les modèles analytiques et doivent être pris en compte pour l'étude précise de certaines propriétés des nidas. L'utilisation de modèles analytiques semble reposer sur des hypothèses trop fortes pour répondre au besoin de caractériser précisément la nature orthotrope des âmes en nida.

2.2 Caractérisation et modélisation d'un panneau sandwich avec une âme en nida

Un panneau sandwich est constitué de deux faces rigides et d'une âme en matériau léger. Celle-ci sert à séparer les deux faces rigides et à reprendre les cisaillements hors du plan. La construction étudiée utilise deux laminés de composite comme faces rigides et un nida comme âme. Le schéma d'un panneau sandwich est présenté sur la figure 2.4. Le laminé est collé au nida à l'aide d'un film adhésif.

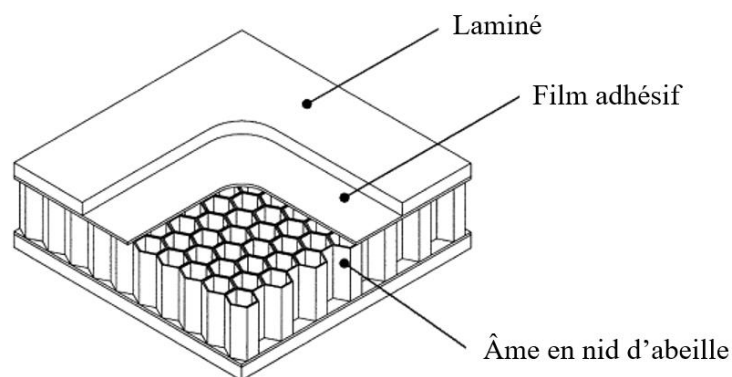


Figure 2.4 : Constituants d'un panneau sandwich, *Reproduction avec autorisation* [16]

L'intérêt des panneaux sandwich repose sur leur grande rigidité en flexion par rapport à leur poids. En effet, une augmentation de l'épaisseur de l'âme d'un facteur N se traduit par une augmentation de la rigidité en flexion d'un facteur N^3 . Pour le reste du document, le matériau fabriqué en construction sandwich sera nommé panneau sandwich.

2.2.1 Propriétés mécaniques équivalentes du nida

Pour simplifier l'étude du panneau sandwich et permettre la modélisation de pièces complexes, les propriétés d'un matériau homogène ayant les mêmes caractéristiques mécaniques que l'âme de nida sont développées. Ces propriétés sont appelées « propriétés mécaniques équivalentes ».

La majorité des nidas fabriqués sont utilisés dans la construction de panneaux sandwich. Cependant, la plupart des modèles analytiques développant des équations pour les propriétés mécaniques des nidas ne prennent pas en compte l'effet des laminés rigides sur la déformation des cellules du nida. Certains auteurs ont mis en évidence que les laminés contraignent le déplacement des parois des cellules, modifiant ainsi la mécanique de déformation des nidas et leurs propriétés mécaniques équivalentes [17, 18]. Le tableau 2.1 présente les équations approximatives pour la rigidité équivalente dans le plan des nidas développées par Chamis et al. Ces équations ont été dérivés à partir d'évaluations numériques des cas avec et sans les laminés.

Tableau 2.1 : Équation approximative de Chamis et al. pour le nida libre et le nida contraint par des laminé rigide

Rigidité dans le plan	Nida libre	Nida contraint par des laminé rigide
Dans la direction du ruban	$\left(\frac{t^3}{4w}\right) E_m$	$\left(\frac{t}{4w}\right) E_m$
Perpendiculaire à la direction du ruban	$1.5 \left(\frac{t^3}{4w}\right) E_m$	$1.5 \left(\frac{t}{4w}\right) E_m$
Cisaillement	$\frac{1}{4} \left(\frac{t}{w}\right) G_m$	$\frac{3}{4} \left(\frac{t}{w}\right) G_m$

Avec :

t = Épaisseur d'une parois du nida

w = Largeur d'une cellule du nida

E_m = Module de Young du matériaux constituant le nida

G_m = Module de Cisaillement du matériaux constituant le nida

Le tableau 2.1 montre que la prise en compte des laminés augmente grandement la rigidité équivalente dans le plan des nidas. Par exemple, dans le cas du nida étudié pour ce mémoire, la largeur des cellules est de 4,71 mm et l'épaisseur des parois d'environ 0,05 mm. D'après Chamis et al., la rigidité dans le plan dans le sens du ruban est environ 375 fois plus élevée pour le nida contraint que pour le nida libre.

Dans les modèles théoriques présentés dans la section 2.1.2, la rigidité dans le plan des nidas est calculée en considérant la flexion libre des parois simples du nida. Lorsque ces parois sont collées sur des laminés rigides, la flexion des parois n'est alors plus possible et celles-ci sont alors étirées plutôt que pliées. Une rigidité équivalente plus grande en résulte. Bien que la différence soit plus faible, une augmentation des modules de cisaillement hors du plan est aussi observée lorsque les parois des cellules sont contraintes par les laminés rigides. [19].

2.2.2 Propriétés thermomécaniques équivalentes du nida dans un panneau sandwich

Afin de modéliser les déformations thermiques d'un panneau sandwich, la rigidité équivalente dans le plan du nida est couplée avec ces coefficients de dilatation thermiques. Ces quantités doivent être conséquentes pour représenter les déformations observées expérimentalement. De plus, dans un panneau sandwich retrouvé sur la coque d'un réflecteur, l'épaisseur du laminé est très faible comparativement à l'épaisseur du nida. Ainsi, bien que le laminé ait une rigidité beaucoup plus élevée que celle du nida, les dilatations thermiques des deux matériaux ont une contribution non négligeable sur la dilatation de l'ensemble du panneau sandwich.

Comme expliqué dans la section 2.2.1, la rigidité équivalente du nida dans un panneau sandwich est plus élevée que la rigidité du nida seul. Comme première hypothèse, Chamis et al. proposent d'utiliser directement la dilatation thermique du matériau constituant le nida avec la rigidité équivalente du nida dans le panneau sandwich [17]. Cette hypothèse a été formulée en étudiant les nidas formés d'aluminium et n'est pas validée expérimentalement dans l'étude de Chamis et al.

Très peu d'études utilisant des modèles détaillés pour l'évaluation des constantes de dilatation thermique pour les âmes en nida sont disponibles. Marchetti & Morganti ont obtenu des estimations de la constante de dilatation thermique en utilisant des modèles numériques par éléments finis qui modélisaient la géométrie d'une cellule de nida dans un panneau sandwich [20]. Le modèle

développé par Marchetti & Morganti applique un facteur d'efficacité sur la rigidité du film adhésif pour obtenir la corrélation au résultat expérimental.

Des modèles plus raffinés modélisant l'âme de manière détaillée et l'effet du film adhésif ont ensuite été étudiés [8]. Le modèle numérique de Kabashima et Ozaki arrive à une bonne estimation des valeurs de dilatation thermique des panneaux qu'ils ont testés expérimentalement. Sur les trois spécimens de panneaux sandwich testés, la plus grande erreur obtenue est une sous-estimation de 0,15 ppm/°C d'une mesure expérimentale de 0,55 ppm/°C. Bien que cette erreur puisse sembler grande, environ 27%, la mesure est précise considérant les valeurs de dilatation thermique des matériaux constituant le panneau sandwich. Cette publication évaluait un panneau sandwich constitué d'un laminé carbone/époxy, d'un film adhésif d'époxy et d'un nida en aluminium ayant des coefficients de dilatation thermique de -1ppm/°C, 46 ppm/°C et 23ppm/°C respectivement. De plus, les auteurs ont noté qu'ils sous-estimaient la nature orthotrope de l'âme pour les trois types de spécimen. Ils supposent que cette sous-estimation résultait de l'utilisation d'une valeur moyenne pour le module du matériau de l'âme. L'étude ne prenait pas en compte l'effet de l'épaisseur des parois sur leur module de rigidité. Comme expliqué précédemment, des parois plus épaisses comporteraient moins de défauts de surface par rapport à des parois plus minces qui auraient une plus faible rigidité. Ils ont aussi mesuré la quantité d'adhésif utilisée pour le collage des parois du nida. Ils ont d'ailleurs trouvé que la quantité d'adhésif utilisée pour le collage des feuilles de para-aramide était très faible et avait peu d'effet sur la dilatation thermique du nida.

Il faut noter que les équations développées par Chamis et al, ainsi que les études numériques de Kabashima & Ozaki et Marchetti & Morganti, portaient sur des âmes de nida fabriquées avec des feuilles d'aluminium. À la connaissance de l'auteur, les phénomènes thermomécaniques propres à l'utilisation de papier de fibre d'aramide et à la construction des nidas utilisant ces matériaux n'ont jamais été évalués.

2.3 Diminution des distorsions thermiques sur les réflecteurs d'antennes spatiales

Certaines solutions pour limiter les distorsions thermiques liées aux âmes des réflecteurs ont été étudiées. Une solution envisageable est l'utilisation d'éléments actifs pour modifier la forme du réflecteur et compenser les distorsions thermiques. L'utilisation d'actionneurs mécaniques [21] ou

bien l'utilisation d'éléments piézoélectriques [22] sont deux solutions étudiées. Cependant, les modèles de prédiction des déformations en orbite ainsi que le design de petit actionneur ayant une fiabilité acceptable dans un environnement aussi rude restent à être améliorés. Jusqu'à maintenant, ces concepts ont seulement été modélisés numériquement ou testés à petite échelle en laboratoire [23]. Une autre piste de solution est l'utilisation d'âme en carbone [24]. Le coût plus élevé des fibres de carbone par rapport à celui des fibres d'aramide est cependant un facteur limitant pour la généralisation de ce type de conception.

Bien que ces solutions diminuent les distorsions thermiques des réflecteurs, elles impliquent une grande augmentation des coûts relatifs aux matériaux et au développement. Les âmes présentement utilisées sont déjà constituées de plusieurs pièces d'âme de nida cousues ensemble. En modifiant simplement la configuration de l'âme déjà utilisée, une amélioration pourrait être obtenue à faible coût.

2.4 Sommaire de la revue de la littérature et rappel des objectifs

La revue de littérature a permis de montrer certains manques dans la recherche associée au nida et servira à définir les objectifs dans le chapitre suivant. La section 2.1 a fait ressortir certaines caractéristiques évaluées des papiers de fibre de méta-aramide. Cependant, les papiers à base de para-aramide font l'objet de très peu de recherche et peu d'information est disponible sur leurs caractéristiques mécaniques. Le premier sous-objectif du projet a pour but de caractériser le papier de para-aramide et d'arriver à une modélisation fidèle des nidas constitués de ce matériau.

La section 2.2 a montré que plusieurs modèles ont été développés pour évaluer le comportement mécanique des nidas. Un choix quant à la stratégie de modélisation devra être fait pour assurer une modélisation fidèle et un temps de calcul raisonnable. Cette section a aussi fait ressortir la faible quantité de recherche faite sur les caractéristiques thermomécaniques des nidas. La plupart des études portant sur la caractéristique thermomécanique étudiait des nidas d'aluminium plutôt que des nidas de composites à base d'aramide. Le deuxième sous-objectif du projet est de mettre en place une stratégie de modélisation prenant en compte les caractéristiques thermomécaniques des nidas.

Finalement, la section 2.3 a mis en évidence l'importance de la dilatation thermique des réflecteurs et les différentes solutions envisagées pour réduire leur impact sur la performance des réflecteurs.

Elle permet aussi de montrer l'originalité de la solution proposée dans ce mémoire. Le troisième sous-objectif portera sur la solution en question en analysant numériquement plusieurs configurations d'âme pouvant être utilisé sur un réflecteur d'antenne spatiale. Les trois chapitres suivants présentent la méthodologie et les résultats pour atteindre les trois objectifs du mémoire.

CHAPITRE 3 CARACTÉRISATION THERMOMÉCANIQUE ET MODÉLISATION D'UNE ÂME EN NIDA

Cette section présente plusieurs tests mécaniques et thermiques auxquels a été soumis le nida dans le but d'estimer les propriétés mécaniques du papier de fibre de para-aramide du nida.

Premièrement, un test en traction dans les deux directions du plan du nida est effectué. Deuxièmement, une récolte des caractéristiques géométrique de la cellule et de ses parois est menée à l'aide de micrographies. Troisièmement, deux tests de dilatation thermique à échelles différentes sont menés. Finalement, un modèle par éléments finis du nida est ensuite créé. Comme vu à la section 2.1, les propriétés du matériau de papier de fibre para-aramide couvert de résine phénolique constituant le nida ne peuvent pas être mesurées directement. Le modèle numérique et les propriétés mesurées sont donc utilisés pour estimer les propriétés mécaniques du papier de fibre de para-aramide du nida étudié par méthode inverse. Une photo du nida étudié est présentée sur la figure 3.1.

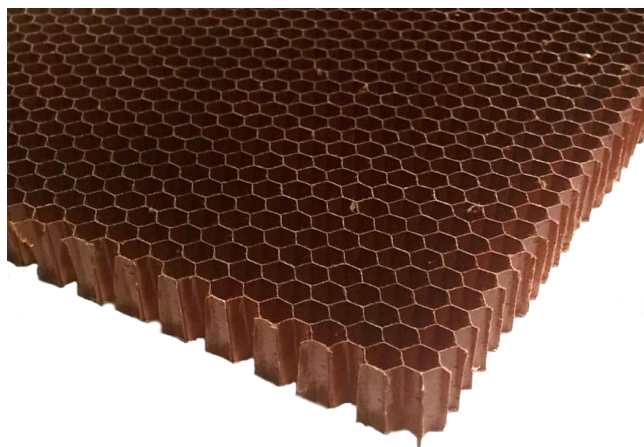


Figure 3.1 : Photo du nida étudié montrant la construction typique en cellules hexagonales

La figure 2.2 montre une pièce de nida sur laquelle les cellules hexagonales peuvent être distinguées. Plusieurs tailles de cellules, matériaux et densité de nida sont disponibles dans l'industrie. Le nida étudié est fabriqué à partir de papier de fibre de para-aramide d'une épaisseur d'environ 36 μm . La résine dans laquelle le bloc expansé est plongé est une résine phénolique. La taille nominale des cellules hexagonales du nida est de 4,76mm (3/16"). La densité du nida obtenu est d'environ 32 kg/m³.

3.1 Test de traction du nida dans le plan

Un test en traction dans le plan du nida est effectué pour mesurer le module d'élasticité du panneau. Une photo de l'installation est présentée à la figure 3.2.

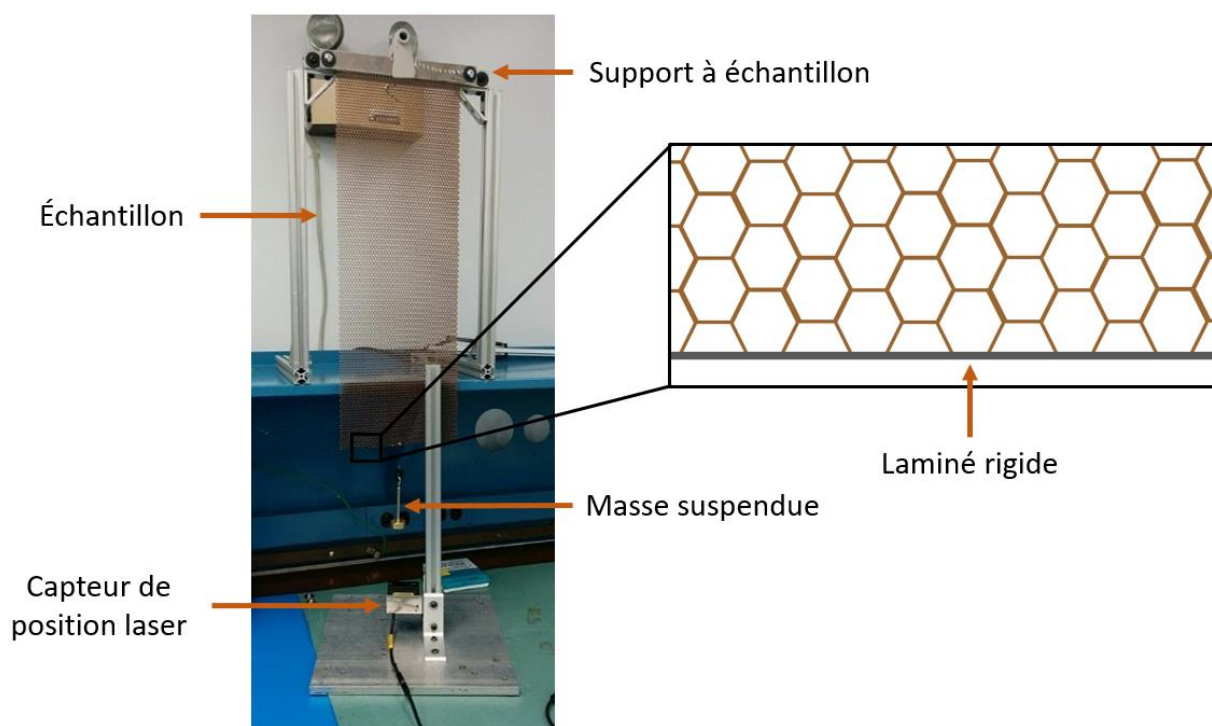


Figure 3.2: Installation du test de traction dans le plan du nida

Une installation de test maison a été privilégiée ici pour permettre de faire les tests rapidement et au même endroit que les autres montages expérimentaux. La très faible rigidité du matériau testé ne nécessitait pas une installation de traction très rigide pour obtenir des résultats fiables. De plus, le matériel nécessaire pour cette installation de test avait déjà été acquis pour l'étude expérimentale présentée à la section 3.3.2.

Deux échantillons sont testés, l'un en appliquant l'effort dans le sens du ruban (longitudinal) et l'autre, perpendiculaire à la direction du ruban (transversale). La dimension des deux échantillons est d'environ 610 mm par 203 mm avec une épaisseur de 6,35 mm. Chaque échantillon, comportant un grand nombre de cellules hexagonales (environ 3200), est considéré comme ici représentatif du nida. Si une grande variabilité est observée sur différentes sections du nida, un test mécanique sur plusieurs échantillons serait nécessaire pour avoir une valeur représentative. Le haut des échantillons est fixé sur toute la largeur pour une longueur d'environ 25 mm et la charge est

appliquée sur l'échantillon par une masse suspendue au bas de l'échantillon. Un laminé rigide est collé sur le bas de chacun des échantillons pour permettre le transfert de la charge entre la masse et le nida. Le déplacement de la masse est ensuite mesuré par un capteur de position laser. Des masses variant de 50 g à 250 g sont utilisées. Les courbes de traction des deux tests sont présentées aux figure 3.3 et figure 3.4.

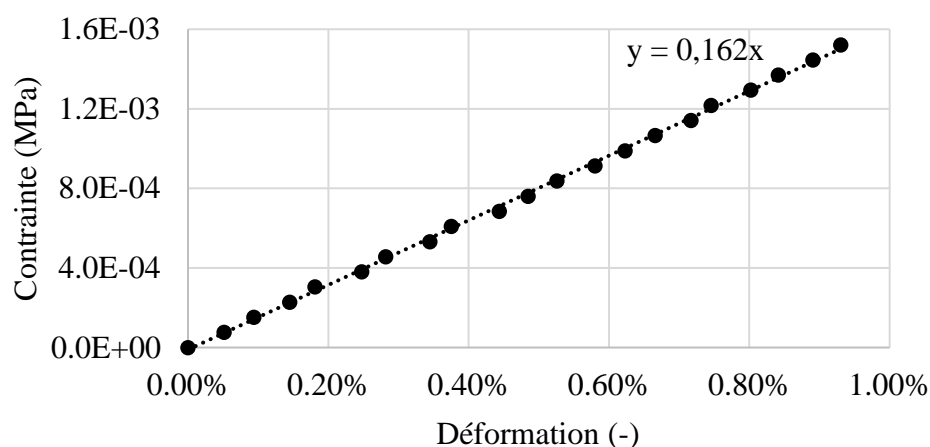


Figure 3.3 : Courbe de traction dans le sens longitudinal

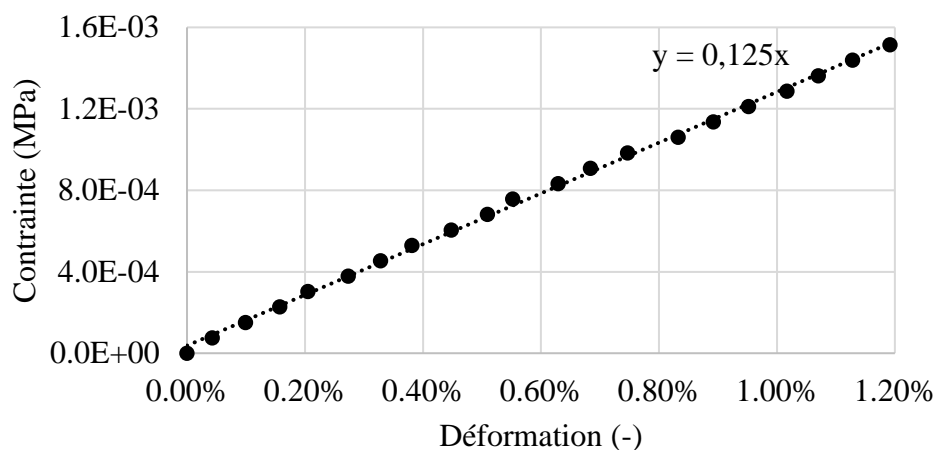


Figure 3.4 : Courbe de traction dans le sens transversal

Une courbe de régression linéaire est tracée pour tous les points de mesure entre la masse de 50 g et celle de 250 g. La pente de cette courbe est considérée comme le module d'élasticité de l'échantillon (Figure 3.3, Figure 3.4). Un module d'élasticité de 162 kPa est mesuré dans le sens longitudinal et un module de 125 kPa dans le sens transversal. Ces résultats concordent avec les observations de S. Balawi et J.L. Abot bien que les modules d'élasticité ne puissent pas être

directement comparés, car un nida d'aluminium avec une autre taille de cellule est testé dans leur étude. Ils ont observé que la rigidité dans la direction longitudinale est plus élevée que celle qui est transversale pour un nida commercial. Une différence considérable de rigidité dans le plan est présente dans les nidas et les équations théoriques développées en utilisant une géométrie hexagonale parfaite sont très approximatives pour les nidas commerciaux.

3.2 Micrographie des cellules du nida

Les essais de traction du nida semblent montrer que la forme des cellules a un impact sur sa rigidité. Une micrographie des cellules est menée afin de pouvoir mieux évaluer la géométrie des cellules. Les cellules du nida sont encapsulées dans une résine époxy (*EpoFix, Struers*), pour ensuite être polies avec des procédures standards et observées au microscope (*Metallovert, Leitz*). L'assemblage de micrographies présente une cellule typique (Figure 3.5).

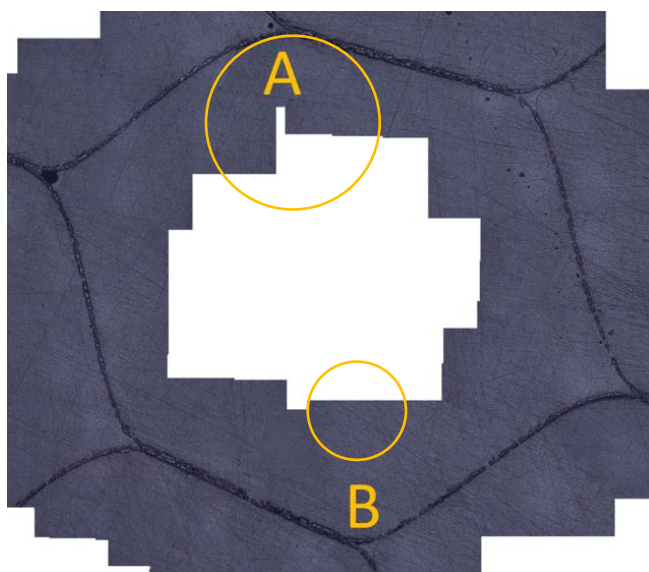


Figure 3.5 : Micrographie d'une cellule typique du nida montrant un écart de taille entre le rayon de cercles notés A et B

La figure 3.4 montre les parois constituant le nida par des courbes foncées, tandis que la zone gris pâle est la résine d'encapsulation. La micrographie montre effectivement que les parois simples des nidas présentent des rayons de courbure. Les observations micrographiques permettent de mettre en évidence une variabilité des rayons de courbures, comme visible sur la figure 3.4. En effet, le rayon de courbure en haut à gauche de la micrographie (A) est d'environ 1,1 mm, tandis que celui en bas à droite (B) est d'environ 0,5 mm. Cette disparité vient vraisemblablement du

procédé de fabrication. Lors de la mise en forme des cellules du nida, les feuilles de papier de para-aramide se déforment pour former les cellules. La longueur collée des parois doit être d'une dimension très précise pour obtenir des parois d'une même longueur et engendrer des cellules uniformes. C. Fischer et al. ont observé ce même genre de défaut sur un nida commercial de méta-aramide [13]. Ils ont démontré que les parois doubles doivent être d'une longueur très précise pour produire des cellules de forme semblable avec des parois doubles parallèles.

La figure 3.6 présente une micrographie de la jonction des parois simples au coin des cellules hexagonales.

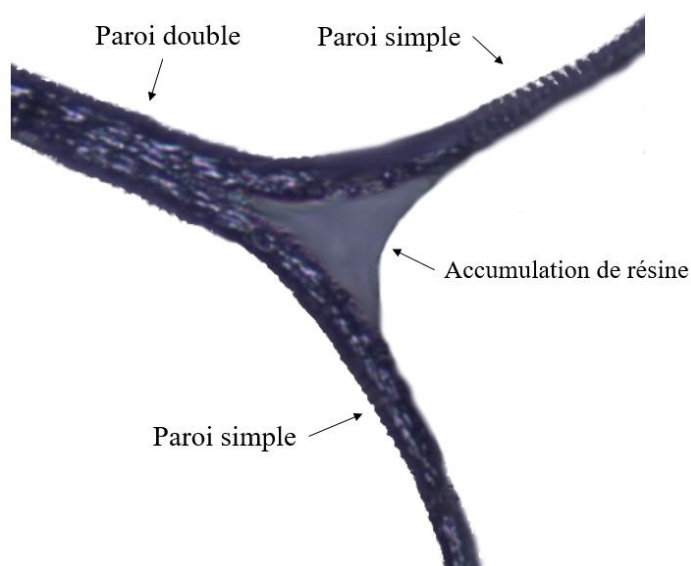


Figure 3.6 : Micrographie de l'accumulation de résine à la jonction des parois simple avec la résine d'encapsulation retirée numériquement

La résine d'encapsulation a été retirée numériquement sur la figure 3.6 pour permettre de voir plus facilement l'accumulation de résine phénolique à la jonction des parois simple. Les parois du nida apparaissent en gris foncé et la résine accumulée en gris pâle. Lors de la fabrication, le bloc de feuilles d'aramide est dilaté pour former des cellules et il est ensuite plongé dans un bain de résine phénolique. La présence de cette accumulation montre qu'une certaine quantité de résine reste accrochée sur la cellule à cet endroit dû à la tension de surface. Ces défauts ont aussi été observés par d'autres auteurs (voir section 2.1.2).

L'épaisseur des parois doubles et simples ainsi que la longueur des parois doubles ont été mesurées sur la micrographie (Tableau 3.1).

Tableau 3.1 : Caractéristiques géométriques des cellules du nida

	Épaisseur de la paroi simple (μm)	Épaisseur de la paroi double (μm)	Longueur des parois doubles (mm)
Mesure	57,3	83,6	2,32
Écart-type	0,3	0,3	0,02

Chaque valeur présentée au tableau 3.1 est une moyenne de 6 mesures prises sur des cellules différentes. Les mesures prises montrent que l'épaisseur des parois doubles contenant deux feuilles d'aramide est plus petite que deux fois l'épaisseur des parois contenant une seule feuille. Lors de la fabrication du nida, une pression est appliquée lors du collage des feuilles d'aramide. Les parois qui ne sont pas collées sont simplement plongées dans un bain de résine phénolique. La pression appliquée lors du collage entraîne donc vraisemblablement la formation de parois doubles plus denses que les parois simples.

3.3 Dilatation thermique du nida

3.3.1 Dilatation thermique hors du plan

La dilatation thermique hors plan du nida est mesurée à l'aide d'un appareil d'analyse thermomécanique (TMA). Le plateau soutenant l'échantillon étant assez petit comparativement à la taille des cellules, un échantillon de taille limitée est utilisé. La figure 3.7 présente l'échantillon installé sur le plateau avec la sonde de déplacement sur le dessus.

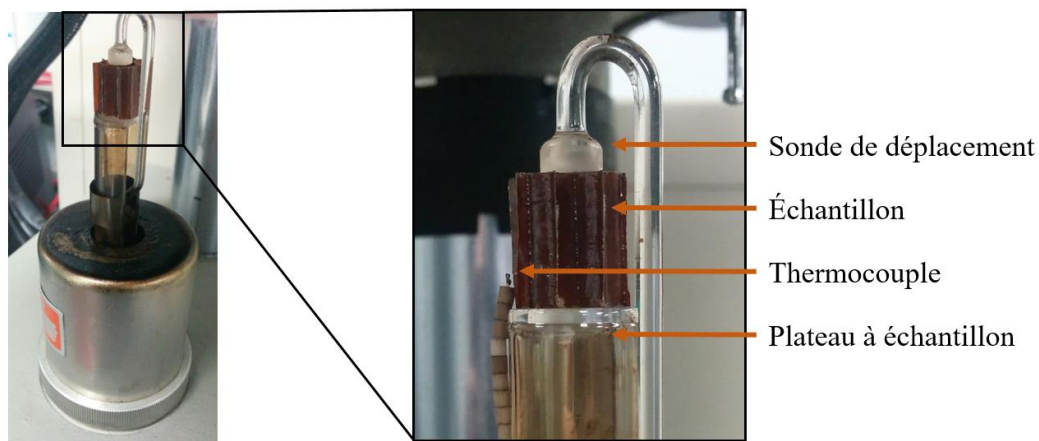


Figure 3.7 : Échantillon hors plan du nida installé sur la TMA

Les échantillons utilisés sont constitués de trois cellules de nida d'une hauteur d'environ 12,7 mm. Les échantillons sont placés sur le plateau et la sonde de déplacement est descendue au centre des trois cellules. La sonde applique une faible force d'environ 0,05 N sur la face supérieure de l'échantillon pour assurer le contact entre l'échantillon et la sonde.

Les fibres d'aramide changent de dimension en fonction de leur taux d'humidité [1]. Pour ne pas mesurer le changement de dimension dû à la perte d'humidité, chaque échantillon est séché à une température de 140 °C pendant une heure. Cette température est au-dessus de la température d'ébullition et en dessous de la température d'utilisation maximum des résines phénoliques qui est d'environ 200 °C [25]. L'échantillon est ensuite redescendu à 60 °C et un cycle entre 60 °C et 160 °C est ensuite entamé, afin de mesurer la dilatation du matériau. Le graphique ci-dessous (Figure 3.8) montre le résultat d'une de ces analyses.

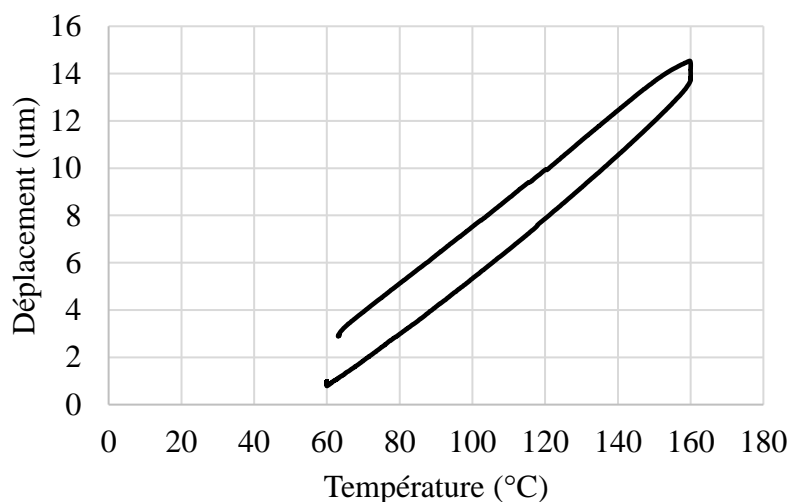


Figure 3.8 : Déplacement de la sonde pour le test hors plan

Le graphique du déplacement de la sonde montre un comportement linéaire : les deux droites sont parallèles et près l'une de l'autre. L'espacement des deux droites peut être dû à la différence entre la température du capteur et celle de l'échantillon étant donné leur différente capacité thermique et leur exposition aux parois de la fournaise de la TMA. L'équation 3.1 relie la constante de dilatation thermique linéaire d'un matériau à l'allongement de ce dernier.

$$\Delta L = \alpha L_0 \Delta T \quad (3.1)$$

Où :

ΔL = Variation de longueur

α = Constante de dilatation thermique linéaire

ΔT = Variation de température

La pente de la droite est relevée et divisée par la longueur initiale de l'échantillon, afin de trouver la constante linéaire de dilatation thermique. La dilatation thermique moyenne des cinq échantillons évalués est de 12,2 ppm/°C avec un écart type de 1,2 ppm/°C.

3.3.2 Dilatation thermique dans le plan

Deux tests de dilatation thermique dans le plan du nida sont menés. Premièrement, un test est fait sur un échantillon de grande taille dans une chambre thermique. Les résultats obtenus sont par la suite comparés à ceux de tests à plus petite échelle dans une TMA.

3.3.2.1 Test en chambre thermique

Le schéma suivant (Figure 3.9) présente l'installation de test pour mesurer la dilatation thermique dans le plan du nida en chambre thermique.

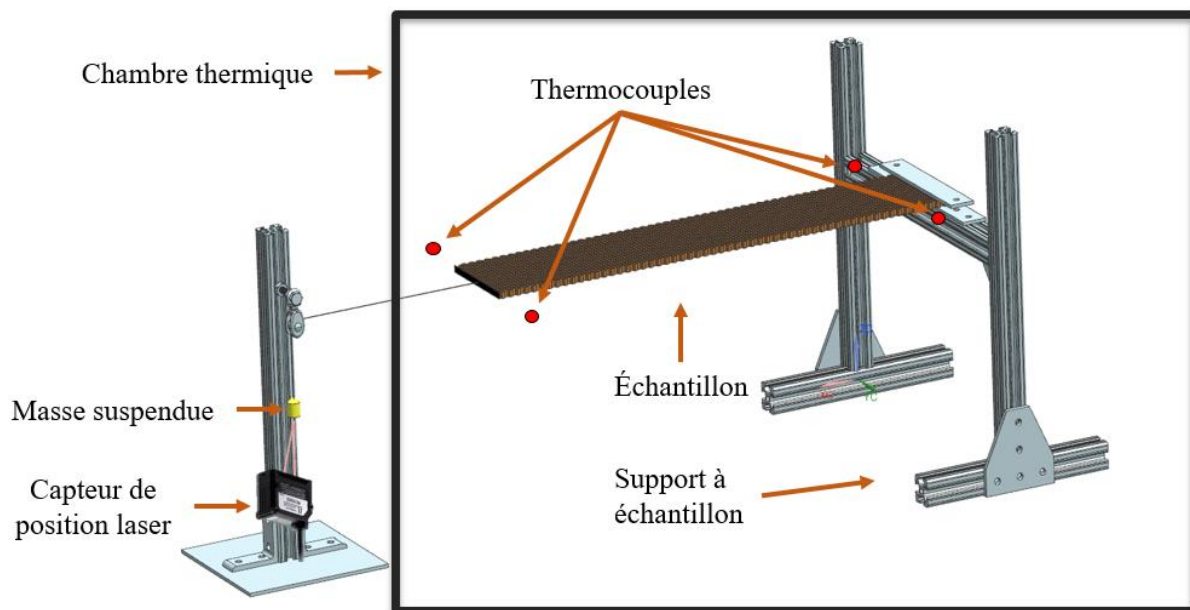


Figure 3.9 : Schéma de l'installation de test dans la chambre thermique

À droite du schéma, le support et le nida à l'intérieur de la chambre thermique sont représentés. Les points rouges indiquent la position des thermocouples. À gauche du schéma, l'installation avec la masse suspendue et le système de capteur de déplacement au laser sont représentés.

Les échantillons du nida de 610 mm par 203 mm qui ont été testés en traction à la section 3.1 sont réutilisés. Le nida est installé horizontalement dans une chambre thermique. Un côté de l'échantillon est fixé sur un support dans la chambre thermique et, de l'autre côté, un fil en acier inoxydable y est attaché et sort de la chambre thermique par une petite ouverture. Ce fil d'acier est gardé en tension en suspendant une masse au bout du fil à l'extérieur de la chambre. La dilation du nida est donc observée à l'extérieur de la chambre thermique par le déplacement vertical de la masse suspendue. Le déplacement de la masse est enregistré par un système de capteur de déplacement au laser. La figure 3.9 montre le système de capteur de déplacement qui est à l'extérieur de la chambre thermique. Cette installation a été conçue pour ne pas endommager le système de mesure compte tenu des hautes et basses températures dans la chambre thermique. Il est difficile de trouver un capteur de position assez précis pouvant être soumis à des températures extrêmes.

Quatre thermocouples sont installés dans la chambre pendant les tests : deux, sur le support à échantillon dans la chambre thermique, et deux autres, suspendus dans les airs près de l'autre extrémité de l'échantillon. En utilisant des points à haute capacité thermique, ceux sur le support, et des points à faible capacité thermique, ceux dans les airs, la température de l'échantillon peut être bornée

Un cycle de calibration a dû être fait afin de déterminer le déplacement entre la surface intérieure de la chambre thermique et le support de la masse à l'extérieur. Le cycle de calibration consiste en un cycle à vide avec seulement le fil d'acier inoxydable sur toute la longueur dans la chambre thermique. La dilatation de l'acier inoxydable utilisé étant connue, sa dilatation équivalente est soustraite au déplacement lu par le capteur selon :

$$D_m = D_c + \Delta L_f \quad (3.2)$$

Où :

D_m = Déplacement de la masse

D_c = Déplacement de la chambre thermique

ΔL_f = Allongement du fil d'acier

Le résultat de cette opération donne donc le déplacement de l'installation en fonction de sa température.

Une chambre thermique à l'azote liquide pouvant atteindre une température minimale de $-180\text{ }^{\circ}\text{C}$ est utilisée pour le test. Afin de s'assurer d'avoir une mesure précise et une lecture dans toute la plage de température d'utilisation du matériau, le plus grand domaine de température disponible est mis à profit. Ainsi, un cycle thermique de $180\text{ }^{\circ}\text{C}$ à $-180\text{ }^{\circ}\text{C}$ comportant des rampes de $3\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ et des plateaux de 60 min aux températures limites est employé. Le premier plateau de 60 min à $180\text{ }^{\circ}\text{C}$, ainsi que la purge à l'azote de la chambre thermique assurent l'extraction de l'humidité des parois de para-aramide/phénolique.

La courbe de déplacement de la masse et la température moyenne des thermocouples lors du test de calibration sont présentées sur la figure 3.10.

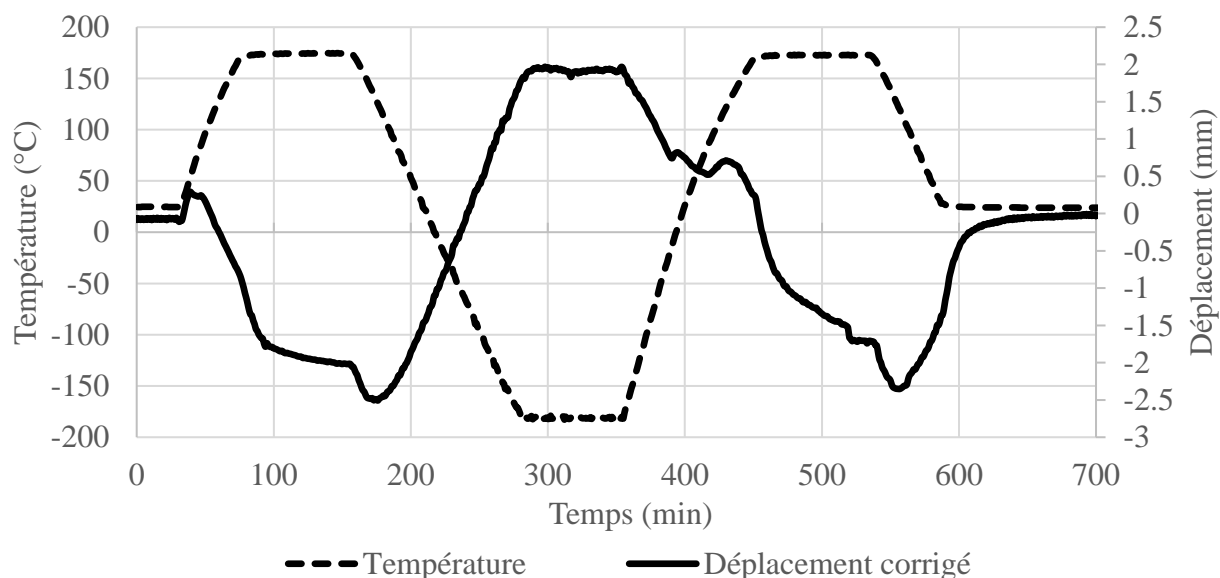


Figure 3.10 : Déplacement de la masse et température de la chambre lors du test de calibration

La courbe en traits discontinus montre la température moyenne des thermocouples installés. Cette température devrait être représentative de celle de l'échantillon compte tenu de la position des thermocouples et de la faible rampe thermique de $3^{\circ}\text{C}/\text{min}$. La courbe en trait plein montre le déplacement de la masse suspendue. Un déplacement négatif est enregistré lorsque la masse monte, ce qui correspond à un rétrécissement de l'échantillon. Au contraire, un déplacement positif est enregistré lorsque la masse descend, ce qui correspond donc à un allongement de l'échantillon.

La courbe de déplacement montre une tendance inverse à celle de la température. Lorsque la chambre thermique monte en température, le plancher prend de l'expansion et entraîne le support de l'échantillon à s'éloigner et à tirer davantage de fil dans la chambre thermique. Lorsque la température descend, l'effet inverse est observé. Il est aussi possible d'observer la présence de « bosses » au début des changements de température, sauf lorsque la chambre est à froid. Ces anomalies s'expliquent par le fait que la capacité thermique du fil d'acier inoxydable est beaucoup plus faible que celle de la chambre thermique. Le fil change donc rapidement de dimension au début du changement de température et il est ensuite rattrapé par l'effet de la chambre. Ce phénomène est beaucoup moins visible à froid, car le transfert de chaleur est proportionnel à la température. Aux températures extrêmement froides, le transfert se fait majoritairement par convection et conduction, car la radiation y est extrêmement faible [26].

Finalement, un glissement est observé lors de la remontée au plateau à chaud. Ceci pourrait être dû à un glissement du fil dans le support ou à un changement brusque de forme du plancher de la chambre thermique. Le plancher est fait d'une plaque mince d'acier, libre de se déformer. Après plusieurs cycles thermiques, le plancher n'est pas exactement plat et plusieurs bosses sont présentes sur celui-ci. Le changement de température a peut-être causé une réorganisation des contraintes internes et une nouvelle déformation du plancher. Pour éviter d'induire des erreurs dans la mesure, cette section du cycle thermique n'a pas été utilisée dans la suite de cette caractérisation.

Après ce test de calibration, les deux échantillons, un dans le sens longitudinal et l'autre transversal, sont installés et testés dans la chambre à tour de rôle. Les cycles de température du test et de la calibration sont superposés et le déplacement enregistré lors de la calibration est soustrait de celui enregistré durant le test selon :

$$D_m = D_c + \Delta L_e \quad (3.3)$$

Où :

D_m = Déplacement de la masse

D_c = Déplacement de la chambre thermique

ΔL_e = Allongement de l'échantillon

Ainsi, seulement la dilation de l'échantillon est observée. Les deux courbes suivantes montrent la dilatation des échantillons en fonction de la température (Figure 3.11 et Figure 3.12).

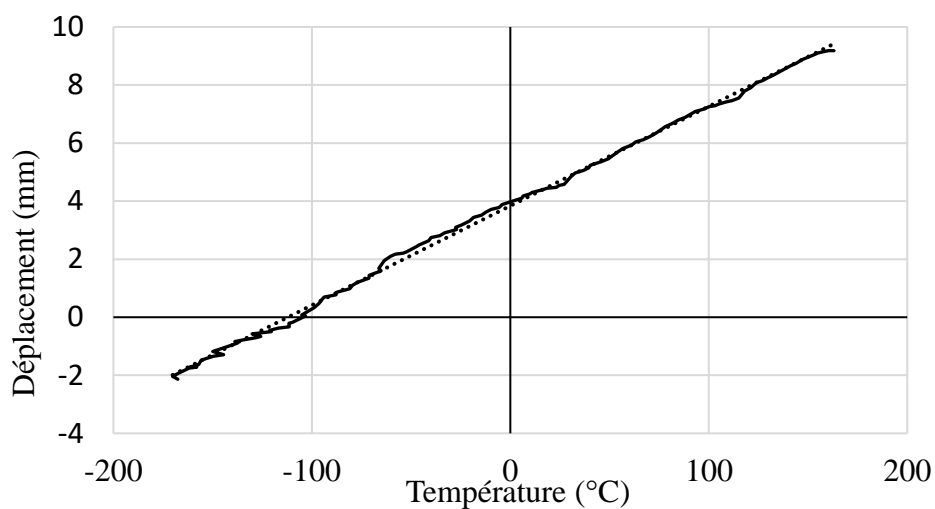


Figure 3.11 : Dilatation thermique de l'échantillon dans le sens longitudinal

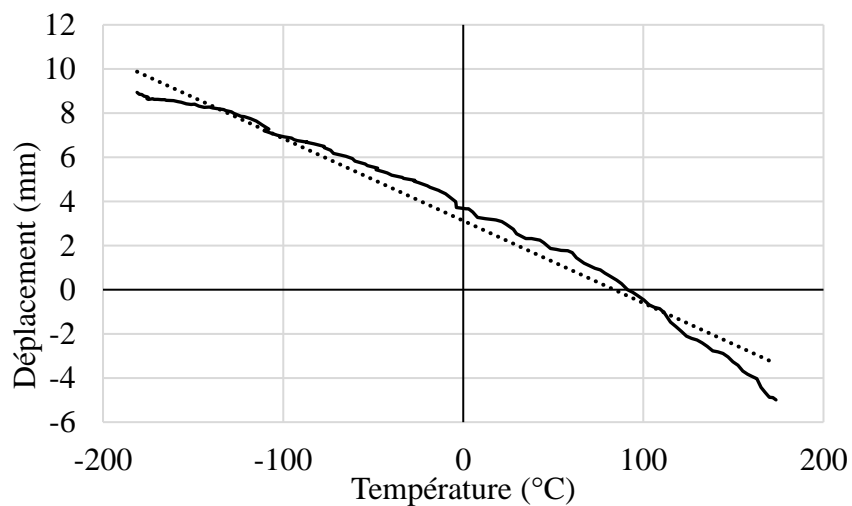


Figure 3.12 : Dilatation thermique de l'échantillon dans le sens transversal

Sur les deux figures, la courbe en trait plein représente le déplacement de l'échantillon corrigé avec les données du test de calibration pour la section du cycle en descente de température. Les coefficients de dilatation thermique sont ensuite déterminés à l'aide d'une interpolation linéaire qui est tracée en pointillés. Il est intéressant de remarquer que le déplacement en fonction de la température semble plus linéaire dans la direction longitudinale que dans celle qui est transversale. En divisant la pente par la longueur libre de l'échantillon d'environ 585 mm, la constante de dilatation thermique peut être calculée (Équation 3.1). Une dilatation de 57 ppm/°C est mesurée pour la direction longitudinale, tandis qu'une dilatation de -62 ppm/°C est mesurée pour la direction transversale.

Deux indices laissent penser que cette mesure ne peut être due qu'à la dilation des matériaux : la valeur élevée des dilatations enregistrées et la présence d'une valeur de dilatation thermique négative. Premièrement, une dilatation de 12,7 ppm/°C a été mesurée hors du plan. Cette dilatation devrait correspondre environ à la dilatation du matériau de para-aramide/phénolique des parois du nida. Des valeurs de cet ordre de grandeur devraient donc être obtenues. Deuxièmement, il y a une dilatation thermique négative pour la direction transversale. Ces deux indices montrent que la dilation n'est pas seulement due à la dilatation thermique des parois, mais aussi à un changement géométrique des cellules du nida. Effectivement, un aplatissement des cellules du nida entraînerait une dilation thermique positive dans le sens longitudinal et une négative dans sa direction perpendiculaire. Cette déformation est schématisée à la figure 3.13.

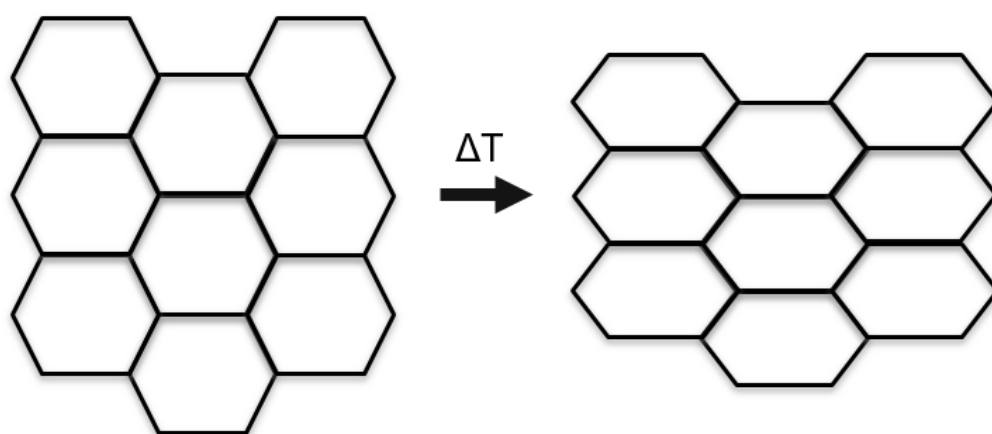


Figure 3.13 : Schéma de la déformation des cellules

3.3.2.2 Test à l'appareil d'analyse thermomécanique

Afin de valider les résultats obtenus durant le test en chambre thermique, un autre test est mené avec l'appareil d'analyse thermomécanique. Bien que limité par la taille des échantillons pouvant être utilisée, l'appareil peut donner une estimation du comportement du nida à plus grande échelle. La figure 3.14 présente les deux types d'échantillons installés sur le plateau de l'appareil.

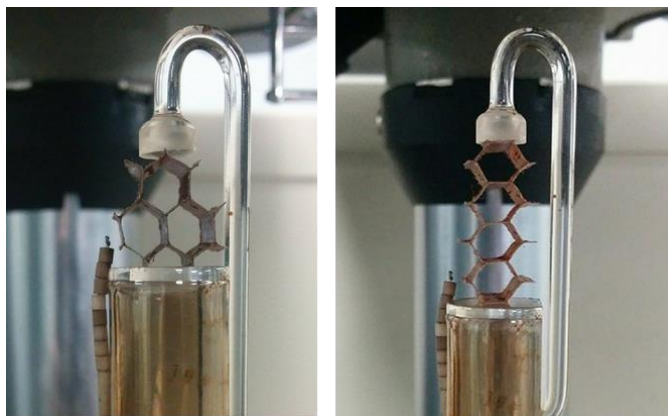


Figure 3.14 : Échantillons installés dans la TMA pour le test dans le plan

L'échantillon sur la figure de gauche est utilisé pour déterminer la dilatation dans le sens longitudinal, tandis que celui sur la figure de droite est utilisé pour la direction transversale. Trois cycles thermiques de 60 °C à 160 °C sont réalisés l'un à la suite de l'autre, suivis d'une stabilisation sur chaque échantillon. Encore une fois, pour ne pas mesurer le changement de dimension dû à la perte d'humidité, chaque échantillon est séché à une température de 140 °C pendant une heure avant le test. Les graphiques suivants présentent le déplacement des échantillons durant les trois cycles pour les deux directions (Figure 3.15 et Figure 3.16).

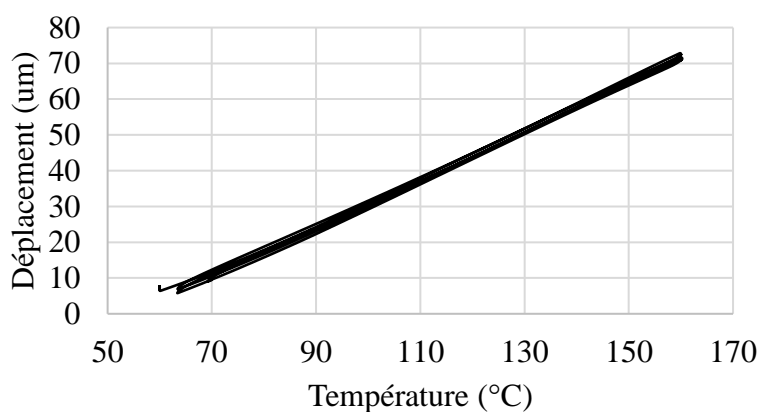


Figure 3.15 : Déplacement de la sonde pour le test dans le sens longitudinal à la TMA

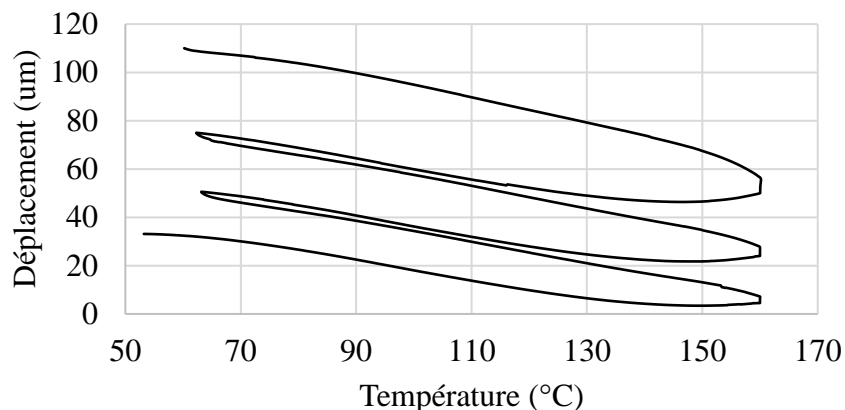


Figure 3.16 : Déplacement de la sonde pour le test dans le sens transversal à la TMA

La figure 3.15 montre la dilatation de l'échantillon dans la direction longitudinale, tandis que la figure 3.16 montre la dilatation dans le sens transversal. Il est premièrement intéressant de remarquer que les cycles dans la direction longitudinale sont pratiquement superposés tandis que ceux dans la direction transversale sont éloignés les uns des autres. Dans le sens longitudinal, l'écart entre les courbes semble le même que celui observé à la section 3.3.1. Cet écart peut être causé par la différence de capacité thermique entre l'échantillon et le capteur de température ainsi qu'à leur exposition aux parois de la fournaise de la TMA. L'échantillon dans le sens transversal présente un retour élastique à chaque cycle, mais il présente des déformations résiduelles croissantes. Dû à ces déformations résiduelles, l'essai n'a pas été considéré pour la détermination du coefficient de dilatation thermique. Ce phénomène pourrait être expliqué dans des études subséquentes.

L'échantillon dans le sens longitudinal se dilate linéairement en fonction de la température et retrouve sa dimension initiale après chaque cycle. Une constante de dilatation thermique de 52 ppm/° est mesurée. Ce qui semble confirmer les valeurs obtenues par les mesures en chambre thermique.

Ainsi, les résultats expérimentaux présentés dans cette section permettent de supposer que la majorité de la dilatation thermique du nida est causée par la déformation des cellules. Ces résultats semblent indiquer que les valeurs mesurées sur le nida ne peuvent être utilisées si la géométrie des cellules est contrainte à ne pas se déformer. Dans le cas d'un panneau sandwich, la dilatation des parois du nida aura un impact sur la dilatation de l'assemblage, mais les cellules ne pourront se déformer, car elles sont fixées aux laminés très rigides.

3.4 Modélisation par éléments finis du nida

L'objectif de la modélisation du nida est de déterminer les propriétés mécaniques des parois du nida en se basant sur les propriétés données par le fournisseur et les résultats des tests effectués sur le nida. La modélisation du nida est accomplie en utilisant le préprocesseur et le postprocesseur NX^{MD} et le solveur NX NASTRAN^{MD}. Pour faciliter l'analyse d'une autre configuration de panneau sandwich, le modèle utilise une configuration qui peut facilement être définie dans l'interface graphique du logiciel. L'approche utilisée est de créer un modèle périodique d'une cellule unitaire du nida. La géométrie répétitive des nidas se prête bien à la découpe en cellule unitaire. Plusieurs géométries de cellule unitaire différentes ont été utilisées dans la littérature. La cellule unitaire choisie pour cette étude est représentée à la figure 3.17.



Figure 3.17 : Géométrie de la cellule unitaire choisie

Cette géométrie est choisie, car ses plans de périodicités sont orthogonaux, ce qui facilite la définition des conditions limites et permet une lecture plus facile des résultats dans les directions principales du nida. Une cellule parfaitement hexagonale ne peut modéliser la différence de rigidité dans le plan du nida. Pour pouvoir modéliser cette différence, une courbure est introduite dans les parois simples [15]. Des éléments plaques linéaires (CQUAD4) sont utilisés pour modéliser les parois de la cellule étant donné les faibles épaisseurs de celles-ci. La figure 3.18 présente une vue en coupe de la cellule unitaire permettant de voir la courbure des parois simples ainsi que les dimensions de la cellule.

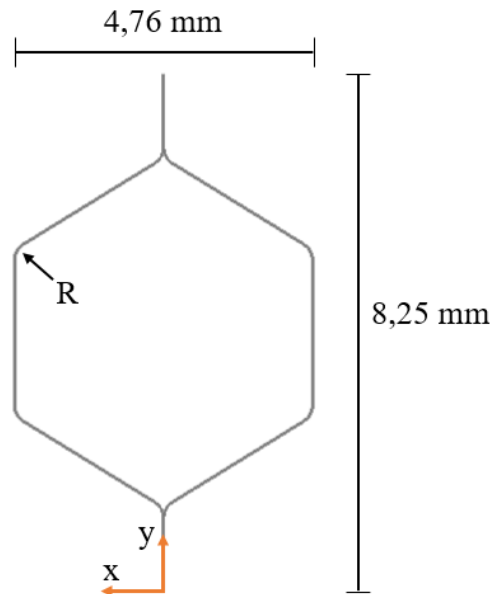


Figure 3.18 : Dimension de la cellule unitaire

La largeur et la hauteur de la cellule sont déterminées avec la taille théorique d'une cellule hexagonale de 4,76 mm (3/16"). L'épaisseur du nida est de 6,35 mm. La longueur collée des parois doubles est celle évaluée par micrographie. Les angles de la structure en nida sont modélisés avec un rayon noté R sur la figure 3.18. La taille du rayon influence l'anisotropie planaire de la rigidité du matériau. Cette taille sera modifiée pour établir une corrélation avec les résultats obtenus dans la section 3.1.

Pour évaluer les conditions frontière à imposer sur cette cellule unitaire, la méthode de suréchantillonnage « oversampling » est utilisée [27]. Un modèle à plus grande échelle est créé et les déplacements observés sur une cellule au centre du panneau seront appliqués comme condition frontière sur le modèle périodique. La taille du modèle à grande échelle doit être suffisante pour que les effets de bords libres soient limités au périmètre du modèle. Le modèle à grande échelle est présenté à la figure 3.19.

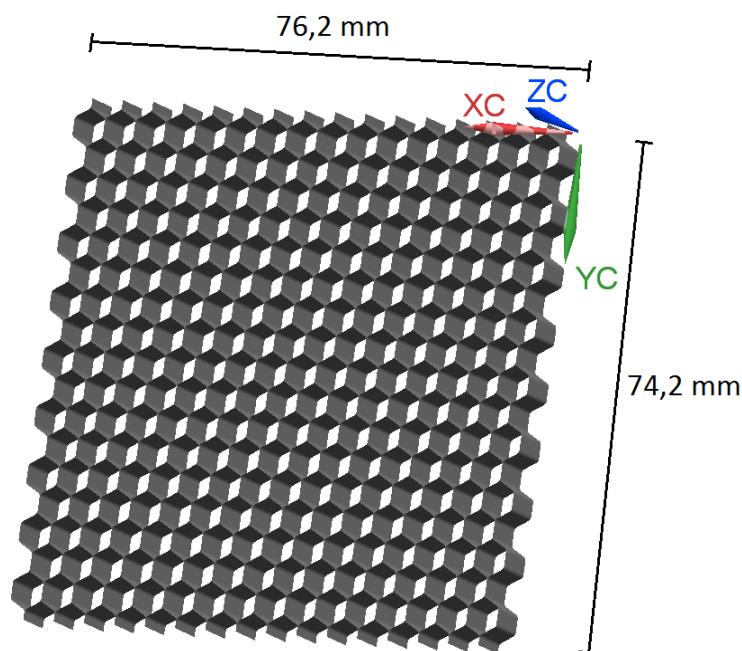


Figure 3.19 : Modèle à grande échelle

Le modèle est constitué de 144 cellules unitaires, 9 dans le sens longitudinal et 16 dans la direction perpendiculaire, de manière à former un panneau carré d'environ 75 mm. Ainsi, l'effet des bords libres sera limité au périmètre du modèle et le déplacement des cellules unitaires internes pourra être observé. Le modèle utilise des éléments plaques linéaires pour la modélisation des parois de la cellule hexagonale. L'épaisseur des parois utilisées est celle mesurée à la section 3.2.

En ajustant les propriétés mécaniques des parois, quatre propriétés élastiques mesurées sur le nida seront modélisées : les deux rigidités dans le plan évaluées à la section 3.1 et les deux modules de cisaillement donnés par le fournisseur. Il a été démontré que les parois du nida, étant des parois très minces, ont des déformations initiales qui rendent leur module efficace en compression beaucoup plus petit que le module réel du matériau [12]. Un test en compression hors plan sur un nida ne peut donc pas être utilisé pour déterminer les propriétés du matériau le constituant. La rigidité hors du plan en compression, bien que donnée par le fournisseur, ne sera donc pas utilisée, car des phénomènes spécifiques à cette rigidité doivent être pris en compte (voir section 2.1.2).

Deux matériaux sont définis : un pour les parois simples et un autre, pour les parois doubles. Bien que les deux soient faits du même papier de para-aramide, les parois doubles contiennent l'adhésif utilisé pour coller les feuilles de para-aramide ensemble lors de la fabrication. De plus, il a été

observé par micrographie que la pression appliquée lors du collage des parois entraîne un matériau plus dense dans les parois doubles (voir Section 3.2).

Il a été démontré que la fabrication du papier peut entraîner un alignement des fibres dans une direction préférentielle [4] [3] [2]. Les propriétés mécaniques résultantes du papier ne sont donc pas isotropes dans le plan. L'utilisation de matériaux isotrope dans le plan réduit la précision des contraintes et déformations dues à l'effet Poisson. Par contre, la modélisation présentée ici s'intéresse principalement à la rigidité dans le plan du nida; la rigidité hors du plan n'est pas modélisée. De plus, comme expliqué plus tôt, le module de rigidité hors du plan ne peut pas être utilisé pour déterminer le module du matériau dans cette direction. Pour cette raison, des matériaux isotropes sont définis dans le logiciel pour les deux matériaux.

Les conditions aux frontières appropriées sont appliquées sur le modèle à grande échelle pour modéliser les contraintes spécifiques à chaque test. Ces conditions sont présentées dans le tableau 3.2; le système de coordonnées utilisé fait référence à celui présenté à la figure 3.19.

Tableau 3.2 : Conditions aux frontières du modèle à grande échelle

Nœud dans le plan :	Traction longitudinale	Traction transversale	Cisaillement longitudinal	Cisaillement transversal
X=0 mm		Translation bloquée en X		
X=76,2 mm		Déplacement imposé -X		
Y=0 mm	Translation bloquée en Y			
Y=74,2 mm	Déplacement imposé -Y			
Z=0 mm			Encastré	Encastré
Z=6,35 mm			Translation bloquée en X, Z Rotation bloquée en X, Y, Z Déplacement imposé Y	Translation bloquée en Y, Z Rotation bloquée en X, Y, Z Déplacement imposé X

Chaque colonne est associée à un type de test et chaque rangée est associée à un groupe de nœuds dans le plan indiqué à la colonne de gauche. L'entrée dans la cellule du tableau décrit les degrés de liberté bloqués des nœuds dans le plan indiqué sur la colonne de gauche. Pour chacun des deux tests de traction, deux nœuds supplémentaires ont certains de leurs degrés de liberté bloqués, afin d'empêcher les mouvements de corps rigide.

Pour calculer le module équivalent du modèle, les forces aux nœuds sont récupérées. Pour le test de traction longitudinale, les forces en Y des nœuds sur le plan Y=74,2 sont récupérées. Pour le test de traction transversale, les forces en X des nœuds sur le plan X=76,2 sont récupérées. Pour le test de cisaillement longitudinal, les forces en Y des nœuds sur le plan Z=6,35 mm sont récupérées. Finalement, pour le test de cisaillement transversal, les forces en X des nœuds sur le plan Z=6,35 mm sont récupérées. Le module de rigidité et le module de cisaillement sont calculés respectivement à partir des équations 3.4 et 3.5.

$$E = \frac{F}{A} \frac{L}{\Delta l} \quad (3.4)$$

$$G = \frac{F}{A} \frac{e}{\Delta l} \quad (3.5)$$

Où :

E = Module de rigidité

G = Module de cisaillement

F = Somme des forces aux nœuds avec un déplacement imposé

A = Aire de la face sur laquelle le déplacement est imposé

L = Longueur dans le sens du déplacement imposé

Δl = Déplacement imposé

e = Épaisseur du nida

Sous les quatre conditions de test, toutes les cellules centrales du modèle à grande échelle montrent les mêmes déformations. Ceci valide que la taille du modèle est suffisante et que l'effet des bords libres sur les cellules centrales est minime. En observant les déplacements d'une cellule centrale

sur le modèle à grande échelle, les conditions frontières à appliquer sur le modèle de la cellule unitaire peuvent être déterminées. Les conditions aux frontières sont présentées dans le tableau 3.3.

Tableau 3.3 : Conditions aux frontières du modèle de la cellule unitaire

Nœuds dans le plan :	Traction longitudinale	Traction transversale	Cisaillement longitudinal	Cisaillement transversal
X=2,38 mm	Rotation bloquée en Y, Z	Symétrie X	Symétrie X	Translation bloquée en Z
X=-2,38 mm	Rotation bloquée en Y, Z	Déplacement imposé X Rotation bloquée en Y, Z	Symétrie X	Translation bloquée en Z
Y=0 mm	Symétrie Y	Rotation bloquée en X, Z	Translation bloquée en Z	Symétrie Y
Y=8,25 mm	Déplacement imposé Y Rotation bloquée en X, Z	Rotation bloquée en X, Z	Translation bloquée en Z	Symétrie Y
Z=0 mm			Encastré	Encastré
Z=6,35 mm			Translation bloquée en X, Z Rotation bloquée en X, Y, Z Déplacement imposé Y	Translation bloquée en Y, Z Rotation bloquée en X, Y, Z Déplacement imposé X

Les conditions aux frontières sont présentées de manière similaire au tableau 3.2; chaque colonne représente une condition de test, tandis que chaque rangée représente les nœuds des six plans aux frontières de la cellule unitaire. L'entrée dans le tableau décrit les degrés de liberté bloqués pour tous les nœuds dans le plan indiqué à la colonne de gauche. Le calcul des modules équivalents se fait de la même manière qu'avec le modèle à grande échelle.

Pour déterminer la taille des éléments à utiliser et s'assurer d'un temps de calcul optimal, une analyse de convergence est menée. Le graphique suivant présente la convergence des quatre paramètres analysés (Figure 3.20).

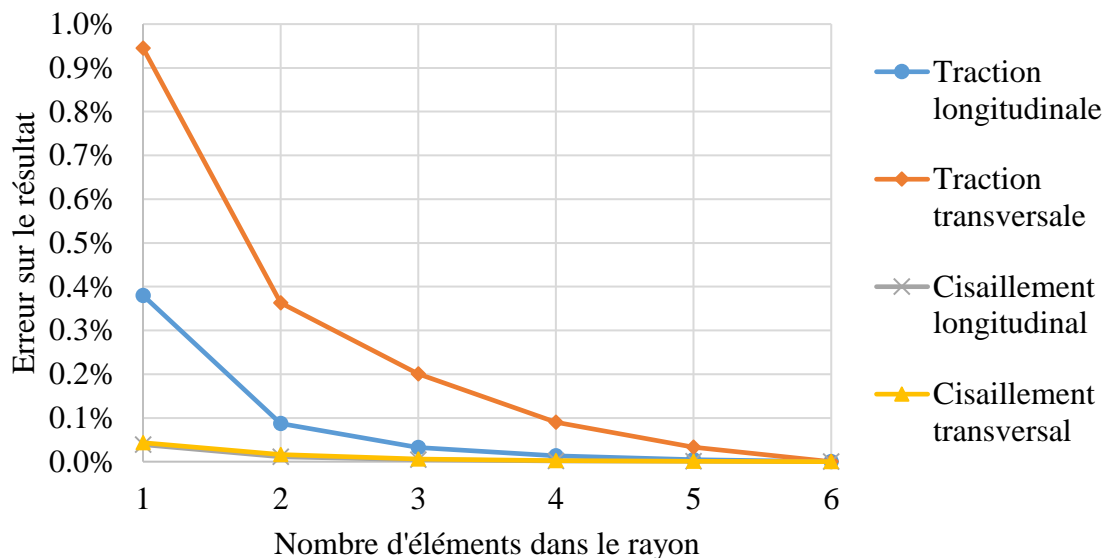


Figure 3.20 : Convergence du modèle pour les quatre conditions de test

Chacune des courbes sur le graphique représente l'erreur de mesure comparativement au modèle utilisant les éléments les plus fins, soit celui avec six éléments dans la longueur d'un rayon de courbure des parois simples. Les deux modules de cisaillement convergent rapidement. En utilisant seulement un élément dans la longueur d'un rayon de courbure, une erreur en dessous de 0,5 % est observée. Concernant les modules d'élasticité en traction, une plus petite taille d'élément est nécessaire pour une convergence adéquate. Des éléments d'une taille équivalant à quatre éléments dans la longueur du rayon de courbure des parois simple sont choisis. Ceci assure une erreur de moins de 1 % par rapport au modèle utilisant six éléments dans la longueur du rayon de courbure des parois simple.

Le maillage de la cellule avec la taille d'élément choisi est présenté à la figure 3.21.

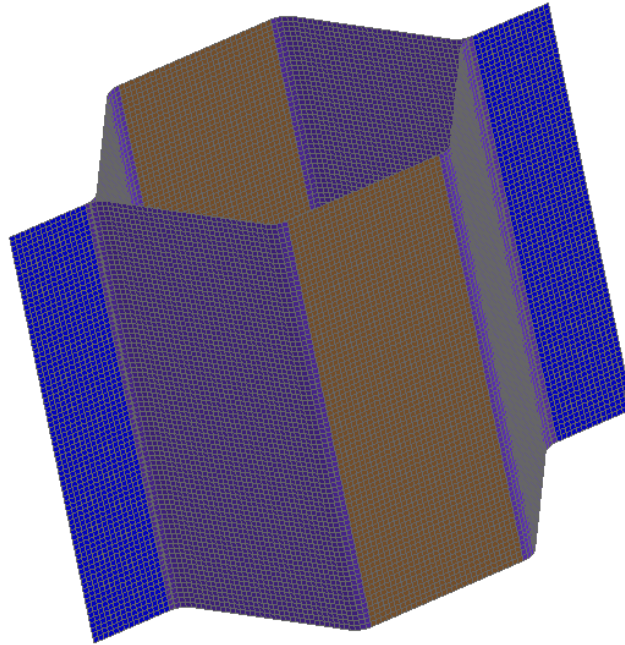


Figure 3.21 : Maillage de la cellule unitaire

Les éléments de couleur mauve représentent les parois simples et les éléments de couleur bleue représentent les parois doubles. Leurs épaisseurs correspondent à celles mesurées par micrographie. Les éléments de couleur brune représentent les parois doubles qui sont sur un plan de symétrie. Ils ont les mêmes propriétés matérielles que les parois doubles, mais ont la moitié de l'épaisseur de celles-ci.

Afin de limiter le nombre de variables libres pour la corrélation des propriétés des matériaux, le coefficient de Poisson des matériaux des deux parois est supposé égal. De cette manière, il est plus facile de corréler le modèle pour les résultats des quatre tests. Il est cependant important de respecter une procédure précise pour assurer l'efficacité de la démarche. La figure 3.22 montre le diagramme décisionnel pour arriver aux propriétés mécaniques des parois qui corréleront les quatre types de tests.

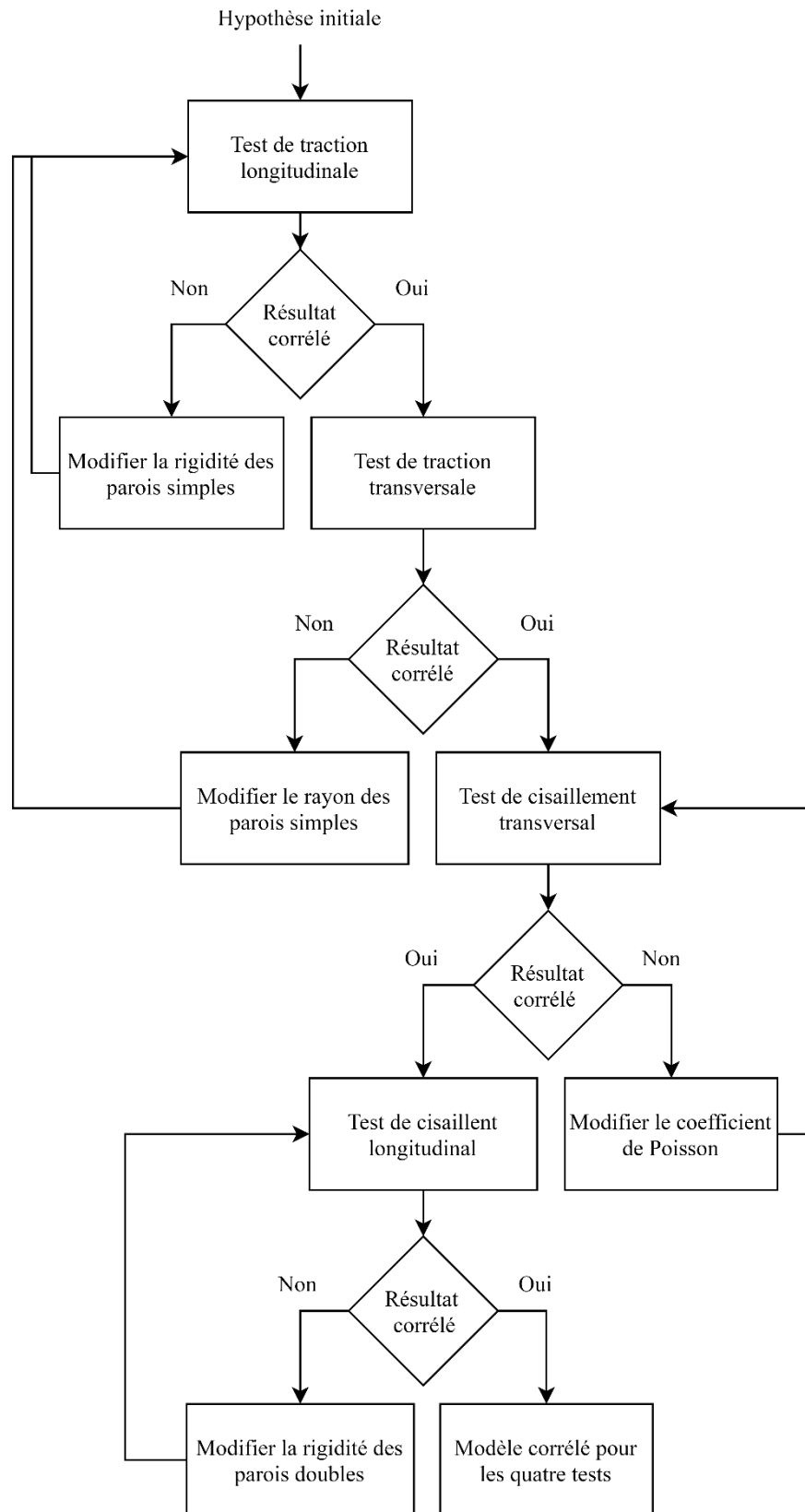


Figure 3.22 : Diagramme décisionnel pour la convergence des propriétés mécaniques

Le diagramme présente l'ordre dans lequel modifier les propriétés mécaniques des matériaux du modèle afin d'assurer la convergence de la rigidité des quatre tests. Il montre également le paramètre à modifier à chaque étape pour corrélérer le test numérique. Le paramètre est modifié jusqu'à ce que le résultat du modèle soit assez près du résultat expérimental attendu. Une différence de moins de 1% est choisie comme critère d'arrêt à chacune des étapes.

Cette méthode fonctionne, car certains résultats des tests numériques sont très faiblement influencés par plusieurs paramètres du modèle [7]. Les deux tests de rigidité dans le plan sont tout d'abord satisfaits, car ils ne dépendent que de la rigidité des parois simples et de la géométrie de la cellule. Dans le modèle présenté, la seule variable géométrique à modifier est le rayon dans la paroi simple. Ensuite, le test de cisaillement transversal est satisfait, car il ne dépend pas des propriétés mécaniques des parois doubles qui sont perpendiculaires à la charge de cisaillement. Finalement, le test de cisaillement longitudinal est satisfait, car il dépend des propriétés mécaniques des parois simples et doubles. Il est important de vérifier la corrélation des quatre tests après un cycle complet; si les valeurs initiales étaient très loin des valeurs obtenues lors de la corrélation, le cycle doit être répété.

Pour que le modèle ait les rigidités dans le plan mesuré à la section 3.1, un rayon de courbure de 0,3 mm est introduit dans les parois simples. Les propriétés mécaniques des deux matériaux pour satisfaire aux quatre tests sont présentées dans le tableau 3.4.

Tableau 3.4 : Propriétés mécaniques des parois du nida

	Paroi simple	Paroi double
Épaisseur (μm)	57,3	83,6
Module d'élasticité (MPa)	9 450	13 600
Coefficient de Poisson (-)	0,28	0,28

Le tableau 3.4 présente l'épaisseur mesurée sur les micrographies telles que montrées à la section 3.2. Le tableau présente aussi les propriétés mécaniques ajustées pour le matériau des parois simples et des parois doubles. La rigidité des parois doubles, estimée par les essais numériques, semble être supérieure à celle des parois simples. Ceci concorde avec l'observation faite sur la

micrographie, qui montrait que les parois doubles semblaient être plus denses que les parois simples. Une paroi plus dense indiquerait que plus de fibres de para-aramide sont présentes dans un plus petit volume ce qui augmenterait la rigidité du matériau résultant.

Pour s'assurer de la précision de ces conditions frontières et de la représentativité de la cellule unitaire, les modules obtenus sont comparés à ceux du modèle à grande échelle. Le tableau 3.5 compare les résultats du modèle à grande échelle et du modèle de la cellule unitaire aux mesures expérimentales.

Tableau 3.5 : Résultats des modèles numériques

Type d'essai	Mesure expérimentale	Modèle de la cellule unitaire	Modèle à grande échelle
Traction longitudinale (MPa)	0,162	0,162	0,161
Traction transversale (MPa)	0,125	0,125	0,124
Cisaillement longitudinal (MPa)	72	71,8	71,7
Cisaillement transversal (MPa)	40	40,2	40,0

Les résultats présentés dans le tableau 3.5 montrent la corrélation du modèle de la cellule unitaire aux mesures expérimentales pour les quatre types d'essais. Les mesures expérimentales en traction proviennent de la section 3.1 tandis que les mesures en cisaillement proviennent du fournisseur du nida. Le modèle à grande échelle donne des résultats très près du modèle unitaire pour les quatre types d'essais. Le modèle à grande échelle, qui comporte des bords libres, entraîne une rigidité un peu plus faible que le modèle unitaire qui représente un nida de dimension infinie, sans bords libres.

La méthode développée ici pour la construction d'une cellule équivalente pourrait être utilisée pour d'autres types de matériaux et d'autres tailles de cellules hexagonales. Il faudrait tout de même s'assurer de la représentativité de la cellule unitaire, car elle peut être dépendante des matériaux qui la composent et de sa géométrie. Il est important de noter que la cellule a été développée dans le but de capturer les effets dans le plan du nida plus précisément. Elle ne permet pas de prendre en compte de fortes non-linéarités nécessaires aux estimations en compression.

CHAPITRE 4 CARACTÉRISATION ET MODÉLISATION D'UN PANNEAU SANDWICH

Le présent chapitre porte sur la caractérisation et la modélisation du panneau sandwich en entier, c'est-à-dire, l'âme en nida, les deux laminés et le film adhésif. Le laminé est un composite de fibre de carbone dans une matrice de cyanate d'ester. Chaque laminé est constitué de deux tissés bi-axiaux de satin 5HS formés de torons de 1 K avec l'empilement $[(0,90), (+45,-45)]$. De cette manière, l'empilement du panneau sandwich complète est symétrique et balancé : $[(0,90), (+45,-45), \text{nida}, (-45, +45), (90,0)]$. Le film adhésif est une couche mince de résine époxyde servant à coller le laminé au nida.

En premier lieu, pour déterminer la rigidité dans le plan équivalent du nida lorsqu'il est contraint par les laminés rigides, le panneau sandwich sera testé en tension. En deuxième lieu, le test en tension sera modélisé en utilisant le modèle du nida développé au chapitre précédent. La rigidité du modèle sera ensuite comparée à celle obtenue expérimentalement. Ensuite, un modèle thermomécanique du panneau sandwich sera développé pour tenter de déterminer la dilatation thermique des matériaux constituant le nida par méthode inverse. En troisième lieu, une procédure d'homogénéisation est utilisée afin d'obtenir les propriétés équivalentes du nida et permettre la modélisation de pièces de grande taille et de géométrie complexe. En quatrième lieu, les résultats d'un test de distorsion thermique sur un panneau sandwich de grande taille seront présentés. Finalement, les effets de l'asymétrie des laminés seront étudiés pour expliquer les déformations observées lors du test de distorsion thermique sur le panneau sandwich.

4.1 Test de traction sur l'assemblage sandwich

Pour mesurer l'effet du nida sur la rigidité du panneau sandwich, un test en tension est réalisé. Le module d'élasticité des deux types d'échantillons est mesuré : le panneau sandwich avec le nida dans la direction longitudinale et le panneau sandwich avec le nida dans la direction transversale. À la connaissance de l'auteur, il n'existe pas de norme standard pour mesurer le module en tension dans le plan de panneaux sandwich. Il existe cependant la norme ASTM C364 qui dimensionne les échantillons pour un test similaire en compression [28]. Les échantillons testés ont donc été fabriqués en suivant cette norme. Des échantillons rectangulaires du panneau sandwich d'une taille

nominale de 44,5 mm par 254 mm sont utilisés. Cette taille est aussi en conformité avec la norme ASTM pour les tests en tension des laminés de composite [29].

L'utilisation d'extensomètre pour mesurer les déformations des échantillons a été rejetée à cause de la grande taille des échantillons et de la fragilité des bords minces des laminés de 0,254 mm. Le système par analyse d'images Vic-3D™ est utilisé permettant la mesure des déformations sans contact avec l'échantillon. Un mastic à l'époxy est inséré dans le nida dans la zone de serrage des morts pour ne pas écraser les cellules du nida. La figure 4.1 présente un échantillon préparé pour l'analyse d'image et installé sur la machine de traction.

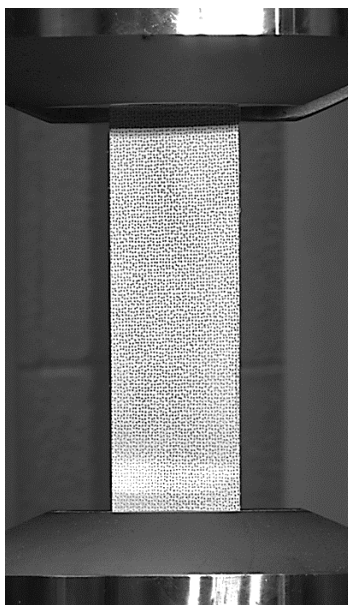


Figure 4.1 : Échantillon du panneau sandwich installée sur la machine de traction

La figure 4.1 présente le motif aléatoire de points noirs sur un fond blanc qui est peinturé sur chaque échantillon et qui est utilisé par le système d'analyse d'images pour mesurer les déformations de la surface.

Quatre coupons sont mesurés pour chaque type d'échantillon. Le module de Young de chaque échantillon est calculé en considérant une épaisseur nominale de 7,03 mm pour le panneau sandwich. La largeur de chaque échantillon a quant à elle été relevée à l'aide d'un pied à coulisse. Le module moyen de chaque type d'échantillon ainsi que l'écart type de chaque essai sont présentés dans le tableau 4.1.

Tableau 4.1 : Résultats des tests de traction sur le panneau sandwich

	Panneau sandwich, charge dans le sens longitudinal	Panneau sandwich, charge dans le sens transversal
Module moyen en traction (GPa)	6,33	6,34
Écart type (GPa)	0,08	0,10

La méthode classique pour estimer la rigidité dans le plan d'un panneau sandwich est de seulement considérer la rigidité des laminés et du film adhésif [6]. Cette méthode est appliquée en utilisant l'équation 4.1.

$$E_s t_s = 2E_l t_l + 2E_f t_f \quad (4.1)$$

Où :

E_s = Module d'élasticité du panneau sandwich

E_l = Module d'élasticité des laminés

E_f = Module d'élasticité des films adhésif

t_s = Épaisseur du panneau sandwich

t_l = Épaisseur des laminés

t_f = Épaisseur des films adhésifs

Initialement, chaque laminé est considéré comme ayant des propriétés isotropes dans le plan, afin de simplifier sa caractérisation. L'effet plus détaillé des laminés sur les déformations thermiques est exploré à la section 4.5. Les laminés utilisés pour le panneau sandwich ont déjà été caractérisés par l'entreprise partenaire. Une rigidité de 85,5 GPa a été mesurée. L'épaisseur du film adhésif provient des données du fournisseur [30] et la rigidité de celui-ci provient de résultats de certaines publications. Les valeurs de rigidité de film adhésif mesurées varient entre 2,0 et 2,4 GPa; une valeur moyenne de 2,2 GPa est utilisée [31, 32]. En utilisant ces propriétés, l'estimation donnée par l'équation 4.1 pour la rigidité dans le plan du sandwich entraîne une valeur de 6,23 GPa. Cette rigidité est assez près des valeurs mesurées sur le panneau sandwich, mais est tout de même plus basse pour les deux directions. L'équation 4.1 peut être détaillée davantage en ajoutant le terme de

rigidité associée au nida. L'équation 4.2 ci-dessous prend en compte la rigidité associée au nida, telle que :

$$E_s t_s = 2E_l t_l + 2E_f t_f + E_a t_a \quad (4.2)$$

Où :

E_a = Module d'élasticité de l'âme;

t_a = Épaisseur de l'âme.

Les rigidités équivalentes du nida libre mesurées à la section 3.1 peuvent être insérées dans l'équation incluant les termes associés au nida et au film adhésif. Par contre, en insérant les modules d'élasticité du nida de 162 kPa et 125 kPa mesurées dans l'équation 4.2, la rigidité équivalente du panneau sandwich reste pratiquement inchangée. Effectivement, la rigidité dans le plan du nida libre est très faible comparativement à celle des laminés de composite et elle a très peu d'influence sur la rigidité équivalente du panneau.

Ainsi, bien que le module élastique dans le plan du nida ait été mesuré, ce module ne peut pas être directement utilisé pour calculer le module du panneau sandwich. La déformation d'un nida libre est principalement due à la déformation en flexion des parois des cellules hexagonales [7]. Par contre, lorsque le nida est collé sur le laminé, les parois ne peuvent plus se déformer en flexion, car elles sont fixées sur le laminé. Une nouvelle mécanique de déformation entre en jeu : les parois sont étirées par le laminé plutôt que de fléchir librement.

Les modules équivalant dans le plan du nida peuvent être estimés en utilisant l'équation 4.2 qui inclut le terme associé au nida, en considérant la rigidité mesurée du panneau sandwich. La rigidité mesurée pour les deux directions étant sensiblement égale, un module équivalant d'environ 115 MPa est calculé pour les deux directions dans le plan de l'âme en nida.

4.2 Modélisation du panneau sandwich

Le modèle du nida développé jusqu'à présent avait comme objectif de modéliser les caractéristiques mécaniques des nidas seulement. Dans cette section, toutes les composantes du panneau sandwich sont modélisées. Il faut tout d'abord s'assurer de la bonne correspondance entre les modules mesurés expérimentalement, et ceux estimés numériquement. Ensuite, un modèle

thermomécanique est développé pour comparer la dilatation thermique de la cellule unitaire à celle mesurée sur le panneau sandwich.

4.2.1 Modélisation du test de traction

Pour modéliser le test de traction, deux modèles de la largeur des coupons de test sont créés; un pour le test dans le sens longitudinal et l'autre, pour un test dans la direction transversale. La figure 4.2 présente le modèle numérique du test de traction longitudinale, tandis que la figure 4.3 présente le modèle du test de traction transversale.

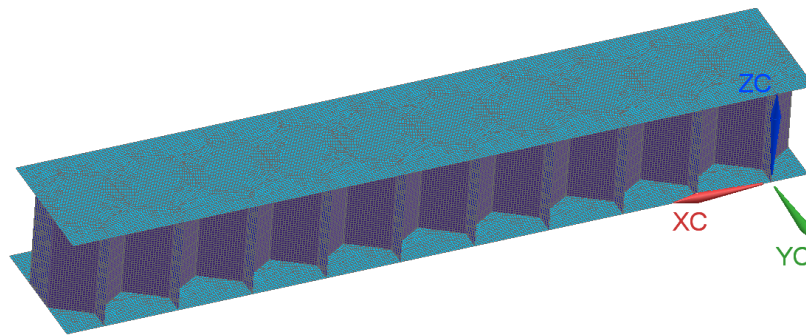


Figure 4.2 : Modèle numérique pour le test de traction longitudinale

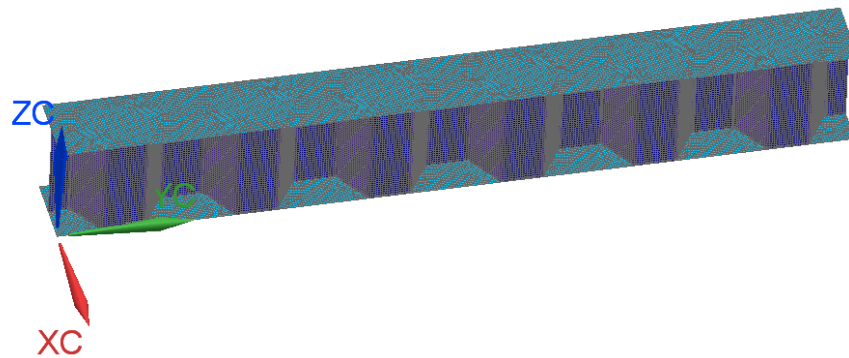


Figure 4.3 : Modèle numérique pour le test de traction transversale

Pour le modèle dans le sens longitudinal, un modèle de dix cellules est créé, afin d'obtenir la largeur de l'échantillon testé à la section 4.1. Pour le modèle dans le sens transversal, un panneau de six cellules est créé. Les laminés en haut et en bas du panneau sandwich, ainsi que le film adhésif utilisé pour coller le nida aux laminés, sont inclus dans le modèle. Les laminés et le film adhésif sont modélisés en éléments plaques linéaires (CQUAD4) avec des propriétés de type PCOMP. Un

élément de type PCOMP permet de garder la liberté de modifier indépendamment les propriétés du laminé ou du film adhésif. Les nœuds sont communs à l'interface entre les laminés et le nida.

Les épaisseurs et les propriétés mécaniques des matériaux utilisés dans le modèle sont présentées dans le tableau 4.2.

Tableau 4.2 : Propriétés mécaniques des matériaux dans les modèles des tests de traction

	Laminé	Film adhésif	Paroi simple du nida	Paroi double du nida
Épaisseur (mm)	0,254	0,087	0,057	0,084
Module de rigidité (GPa)	85,50	2,20	9,45	13,60
Coefficient de Poisson (-)	0,29	0,35	0,28	0,28

Les propriétés mécaniques et les épaisseurs des laminés et du film adhésif sont celles qui ont été présentées à la section 4.1. Les épaisseurs des parois du nida sont celles mesurées par micrographie à la section 3.2. Les propriétés mécaniques des parois du nida sont obtenues par l'application de la méthode inverse sur les résultats de test en traction dans le plan du nida à la section 3.4.

En modélisant une section complète de l'échantillon testé, des conditions frontières simples à définir dans un logiciel commercial peuvent être imposées. Une condition de symétrie est imposée sur un des deux plans perpendiculaires à l'effort de traction. Sur l'autre plan perpendiculaire à l'effort, un déplacement est imposé et les rotations associées à la symétrie sont bloquées. La force enregistrée sur le plan où le déplacement est imposé est ensuite utilisée pour calculer la rigidité de du panneau sandwich à l'aide l'équation 3.4.

Des équations pour estimer la rigidité équivalente du nida ont été développées [17]. Ces équations sont cependant limitées par leurs hypothèses de construction : les parois doubles ne sont pas considérées comme différentes des parois simples, et le matériau constitutif du nida est considéré comme homogène et isotrope. Le modèle numérique de nida présenté jusqu'à maintenant utilise deux matériaux de rigidité différente et d'épaisseur différente; une pour les parois simples et l'autre, pour les parois doubles. Les valeurs obtenues sont tout de même comparées en considérant la rigidité des parois doubles pour la traction longitudinale et la rigidité des parois simples pour la traction transversale.

Trois méthodes pour estimer le module d'élasticité équivalent du nida dans le plan sont comparées au tableau 4.3.

Tableau 4.3 : Module de rigidité équivalente du nida

	Expérimental	Numérique	Chamis et al.
Module d'élasticité longitudinal du panneau sandwich (GPa)	6,33	6,41	6,36**
Module d'élasticité transversal du panneau sandwich (GPa)	6,34	6,40	6,37**
Module d'élasticité longitudinal équivalent du nida (MPa)	110*	197*	143
Module d'élasticité transversal équivalent du nida (MPa)	120*	186*	149

* Calculé à partir des modules d'élasticité du panneau sandwich avec l'équation 4.2

** Calculé à partir des modules d'élasticité équivalent du nida avec l'équation 4.2

La première colonne présente les résultats obtenus grâce au test de traction du panneau sandwich à la section 4.1. La deuxième colonne présente les résultats de modèle numérique développé dans la présente section. Finalement, la troisième colonne indique les modules d'élasticité équivalent du nida proposés par Chamis et al.

Les valeurs de rigidité du panneau sandwich obtenues avec le modèle numérique sont très près de celles mesurées sur le panneau sandwich lors des tests de traction et de celle proposée par Chamis et al. Ceci montre que l'apport de rigidité du nida au panneau sandwich est aussi observé numériquement.

Les valeurs de rigidité équivalente du nida semblent être très sensibles aux modules de rigidité mesurée sur le panneau sandwich. En comparant les valeurs de rigidité équivalente du nida expérimentales à celles numériques, on remarque que la faible différence entre les modules de traction du panneau sandwich entraîne une différence d'environ 75 MPa sur les rigidités équivalentes du nida. De plus, les rigidités équivalentes calculées avec les équations de Chamis et al. se trouvent entre les rigidités obtenues expérimentalement et celles obtenues numériquement.

Les valeurs obtenues numériquement sont plus élevées que celles expérimentales. Ceci peut être lié à la modélisation sans défaut des cellules de nida. Effectivement, toutes les cellules modélisées

sont identiques et exactement hexagonales avec une orientation et une planéité des parois parfaite. Les cellules réelles du panneau observées au chapitre précédent montrent une grande hétérogénéité de forme et d'orientation des cellules. Il a aussi été démontré que la planéité des parois influence la rigidité de celles-ci en compression [12]. Le même phénomène est peut-être observé ici pour la rigidité dans le plan. Ainsi, le modèle numérique semble surestimer la rigidité réelle des cellules. Des études subséquentes pourraient s'intéresser à modéliser les défauts de planéité des parois pour observer la sensibilité de la rigidité dans le plan du nida face à ces défauts.

Étant donné la sensibilité de la rigidité équivalente du nida à celle du panneau sandwich, une série d'essais plus exhaustive le panneau sandwich en traction devrait être menée pour obtenir une mesure plus précise. La valeur de rigidité obtenue ici sera utilisée dans un modèle qui sera ajusté à des valeurs de dilatation thermique expérimentales. La justesse de la valeur obtenue est donc considérée comme convenable.

4.2.2 Modélisation thermomécanique

Les propriétés mécaniques du nida ont pu être évaluées au chapitre 3. La dilatation thermique des matériaux les constituant reste à être évaluée. En se basant sur une mesure faite sur le panneau sandwich, une estimation de la dilatation thermique des matériaux du nida est obtenue en utilisant le modèle de la cellule unitaire.

La dilatation thermique des panneaux sandwich et des laminés étudiés a été préalablement mesurée par interférométrie laser. La dilatation thermique moyenne pour un intervalle de température de $-180\text{ }^{\circ}\text{C}$ à $+200\text{ }^{\circ}\text{C}$ a été évaluée. Pour le laminé, une constante de dilatation thermique de $-0,25\text{ ppm}/^{\circ}\text{C}$ a été mesurée dans le plan. Pour le panneau sandwich, une constante de dilatation thermique de $0,70\text{ ppm}/^{\circ}\text{C}$ dans le sens longitudinal et de $0,45\text{ ppm}/^{\circ}\text{C}$ dans le sens transversal ont été mesurées. Finalement, la dilatation du film adhésif a été déterminée à $72\text{ ppm}/^{\circ}\text{C}$. [31].

Le même modèle qu'à la section 4.2.1 est utilisé, toutefois une seule cellule est modélisée et deux éléments infiniment rigides (RBE2) sont ajoutés sur deux des faces de la cellule. La figure 4.4 présente le modèle avec les éléments infiniment rigides ajoutés.

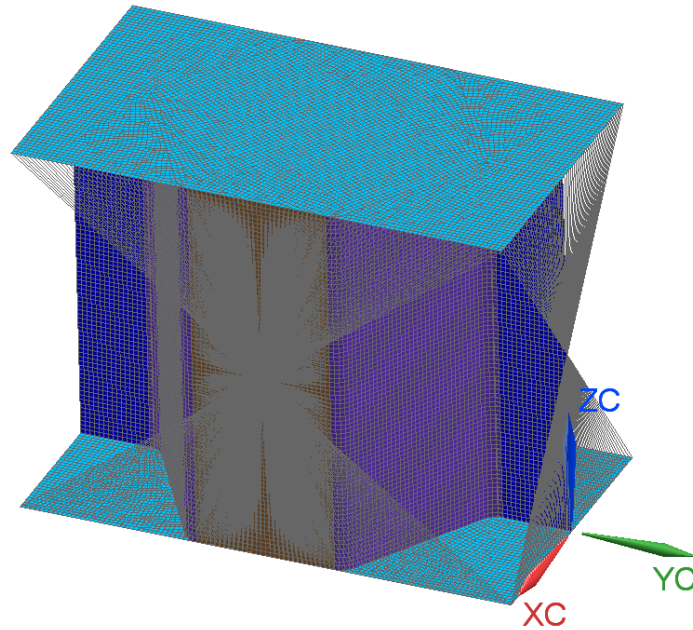


Figure 4.4 : Modèle de la cellule unitaire du panneau sandwich

Des conditions aux frontières semblables à celles utilisées par Kabashima & Ozaki sont définies dans le modèle [8]. Ces dernières sont présentées dans le tableau 4.4. Les coordonnées des plans retrouvées dans le tableau 4.4 font référence à la taille de la cellule unitaire présentée à la figure 3.18.

Tableau 4.4 : Conditions aux frontières du modèle unitaire du panneau sandwich

Nœuds dans le plan :	Dilatation thermique
X=2,38 mm	Translation en X égal, Rotation bloquée en Y, Z
X=-2,38 mm	Symétrie X
Y=0 mm	Translation en Y égal, Rotation bloquée en X, Z
Y=-8,25 mm	Symétrie Y
Z=0 mm	
Z=6,35 mm	

Les deux éléments infiniment rigides (représentés en gris sur la figure 4.4) servent à contraindre tous les nœuds d'un plan au même déplacement dans une direction. Pour le plan en $X=2,38$, tous les nœuds du plan sont raccordés à un nœud maître construit au milieu du plan et seule la translation en X d'éléments infiniment rigides est activée. L'élément pour le plan $Y=0$ est construit de la même manière, mais, cette fois-ci, seule la translation en Y est activée. Le déplacement de ces deux éléments dans leur direction activée est récupéré pour le calcul de la dilatation thermique dans le plan de la cellule modélisée à l'aide de l'équation 3.1.

En ajustant la combinaison de constantes de dilatation thermique des matériaux des parois doubles et des parois simples, le déplacement mesuré sur le panneau sandwich peut être obtenu. Pour faire correspondre la dilatation thermique du modèle à celle mesurée expérimentalement, un coefficient d'expansion thermique de $4 \text{ ppm}/^{\circ}\text{C}$ est défini dans le matériau des parois simples et de $40 \text{ ppm}/^{\circ}\text{C}$ dans les matériaux des parois doubles. Il est important de noter ici que les valeurs des constantes de dilatations thermiques des matériaux obtenues sont très sensibles aux propriétés thermomécaniques des laminés et du film adhésif.

Ces résultats montrent que l'adhésif utilisé pour le collage du papier de fibre de para-aramide semble augmenter de manière considérable l'expansion thermique du matériau résultant. Ceci pourrait être expliqué par l'opération de collage qui imprègne considérablement les parois d'adhésif. Les parois qui ne sont pas collées sont simplement trempées dans un bain de résine et l'imprégnation en résultant est donc beaucoup plus faible. Les fibres de para-aramide ont un coefficient de dilatation thermique d'environ $-4,9 \text{ ppm}/^{\circ}\text{C}$ [1]. Un papier peu imprégné de résine pourrait donc avoir un coefficient de dilatation thermique près de zéro comme celui observé pour les parois simples. Cette différence d'imprégnation de résine pourrait expliquer la différence des constantes de dilatation thermique résultantes.

Une autre hypothèse peut être apportée en considérant la faible épaisseur des matériaux modélisés. Il a été expliqué au chapitre 2 que les théories analytiques classiques pour calculer le module en compression des nidas s'éloignent des valeurs réelles pour les nidas utilisant des parois minces. Plus la paroi est mince, plus elle peut être froissée facilement, ce qui réduit sa planéité et, de la même manière, sa rigidité équivalente. Kabashima & Ozaki proposent que le même phénomène puisse expliquer la différence de dilatation thermique dans le plan des nidas [8]. Les parois qui sont collées ont une épaisseur plus grande et ainsi une rigidité équivalente plus importante que les parois

seules. C'est cette différence de rigidité équivalente entre les parois seules et la paroi collée qui entraînerait la différence de dilatation thermique dans le plan des nidas.

Un ajout pourrait aussi être fait à l'hypothèse de Kabashima & Ozaki, en considérant le procédé de collage. Pour assembler un nida, chaque feuille de papier est enduite localement de lignes d'adhésif aux endroits où les parois doivent être collées. L'empilement de feuilles est ensuite pressé pour consolider l'assemblage. Il est possible que la planéité des parois collées soit améliorée par ce procédé et engendre d'autant plus une différence entre la rigidité des parois simples et celle des parois collées.

4.3 Détermination des propriétés des éléments solides équivalant au nida

Les modèles numériques présentés jusqu'à maintenant modélisent en détail les cellules du nida. Ces modèles sont utiles pour étudier précisément les phénomènes thermomécaniques des cellules hexagonales. Par contre, ils ne permettent pas la modélisation de pièces de taille considérable, car le temps de calcul et le temps nécessaire à la modélisation de chaque cellule de nida seraient beaucoup trop grands. Afin de réduire le temps de calcul, des éléments homogènes ayant les propriétés équivalentes du nida sont utilisés. La figure 4.5 schématise le modèle simplifié du panneau sandwich.



Figure 4.5 : Schéma du modèle simplifié du panneau sandwich

Le modèle simplifié utilise des éléments plaques (2D), représentés en noir sur la figure 4.5, pour modéliser les laminés et le film adhésif. Des éléments solides (3D), représentés en gris sur la figure 4.5, sont utilisés pour modéliser le nida. Cette construction permet le maillage rapide d'un réflecteur. Dans cette section, les propriétés équivalentes du nida seront développées pour les éléments solides homogènes.

Les nida ont des propriétés mécaniques orthotropes. En considérant le système de coordonnées présenté à la figure 4.6, trois modules d'élasticité (E_{xx} , E_{yy} , E_{zz}), trois coefficients de Poisson (ν_{yz} , ν_{zx} , ν_{xy}) et trois modules de cisaillement (G_{xy} , G_{xz} , G_{yz}) sont à définir.

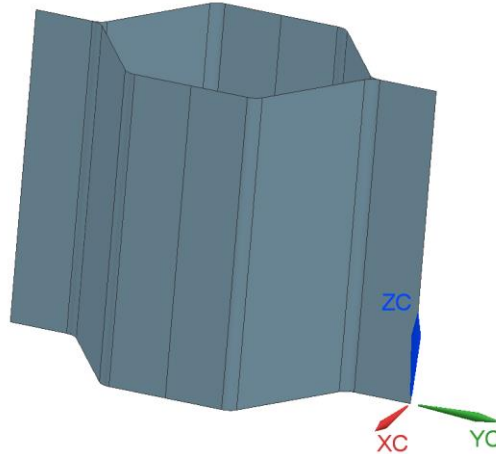


Figure 4.6 : Système de coordonnées pour les propriétés équivalentes de l'âme

Les propriétés mécaniques équivalentes du nida sont présentées dans le tableau suivant.

Tableau 4.5 : Propriétés mécaniques équivalentes du nida

E_{xx} (MPa)	E_{yy} (MPa)	E_{zz} (MPa)	G_{xy} (MPa)	G_{xz} (MPa)	G_{yz} (MPa)	ν_{yz} (-)	ν_{zx} (-)	ν_{xy} (-)
115	115	155	35	40	71	0,28	0,28	0,28

Le module d'élasticité E_{zz} et les modules de cisaillement G_{xz} et G_{yz} sont mesurés et donnés par le fabricant du nida [33]. Les valeurs E_{yy} et E_{xx} équivalentes du nida ont été mesurées à la section 4.1 par le test en tension du panneau sandwich. Les deux rigidités étant sensiblement égales, une valeur moyenne de 115 MPa est utilisée pour E_{yy} et E_{xx} .

Pour le cisaillement dans le plan du nida et pour les coefficients de Poisson, les estimations de Chamis et al. sont utilisées [17]. Le modèle de Chamis et al. considère le même matériau pour les parois simples et doubles. Pour cette raison, le module de cisaillement utilisé pour l'estimation est la moyenne des modules des deux matériaux du nida soit 4,5 GPa.

Ensuite, trois constantes de dilation thermique doivent être définies. Le nida est considéré comme un matériau homogène dans le modèle. Il est donc possible de calculer les deux constantes de

dilatation thermique dans le plan du nida requises pour obtenir celles qui ont été mesurées sur le sandwich avec l'équation 4.3.

$$E_s t_s \alpha_s = 2E_l t_l \alpha_l + 2E_f t_f \alpha_f + E_a t_a \alpha_a \quad (4.3)$$

Où :

α_s = Constante de dilatation thermique du panneau sandwich

α_l = Constante de dilatation thermique du laminé

α_f = Constante de dilatation thermique du film adhésif

α_a = Constante de dilatation thermique de l'âme

Les deux constantes de dilatation thermique dans le plan calculées à l'aide de l'équation 4.3, ainsi que celles mesurées hors du plan au chapitre précédent, sont présentées dans le tableau 4.6.

Tableau 4.6 : Constante linéaire de dilatation thermique du nida

α_{xx} (ppm/°C)	α_{yy} (ppm/°C)	α_{zz} (ppm/°C)
4,5	19,5	12,5

Il est intéressant de noter que l'hypothèse de Chamis et al. est d'utiliser la constante de dilatation thermique du matériau constituant les parois du nida pour toutes les directions de celui-ci. Cette hypothèse ne permet pas de modéliser la différence de dilatation thermique dans le plan des nidas. Par contre, dans le cas étudié, la dilatation thermique hors du plan du nida est de 12,5 ppm/°C. Cette valeur devrait se rapprocher de la dilatation thermique des parois du nida et elle se retrouve entre les deux valeurs calculées pour les dilatations thermiques dans le plan.

4.4 Test de dilatation thermique du panneau sandwich

Pour mesurer la dilatation thermique du panneau sandwich, un panneau plat de 48x48 pouces est installé dans une chambre thermique. L'installation de test est schématisée à la figure 4.7.

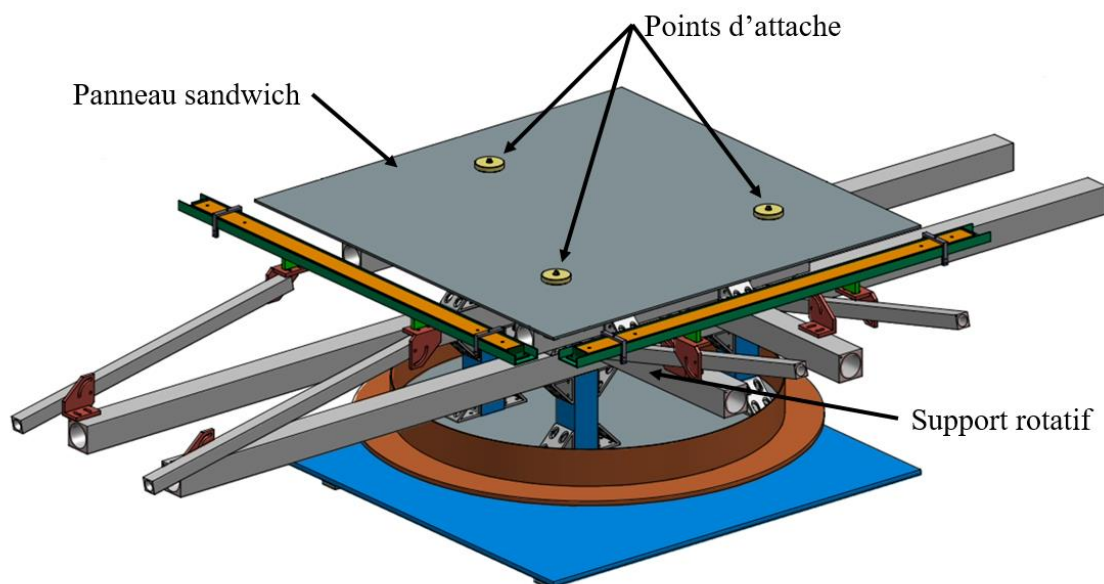


Figure 4.7: Schéma de l'installation du panneau sandwich

Le panneau est troué à trois endroits pour permettre de l'attacher au support. Afin de ne pas transmettre la dilatation du support au panneau et de laisser le panneau libre de se déformer, un support isostatique de type « Kelvin » est utilisé. Ce type de support comporte trois points de contact qui assurent l'isostatisme de l'objet qu'il supporte. Les trois axes de rotation sont libres pour les trois points de contact. Le premier point est fixé dans les trois translations, le second dans deux translations et le dernier, dans une seule translation. Ces conditions permettent de supporter le panneau sans contraindre ses déplacements.

Pour mesurer le déplacement du panneau, le système d'analyse d'images de l'entreprise partenaire est utilisé. Celui-ci est habituellement employé par l'entreprise pour mesurer la déformation des réflecteurs avant leur mise en service. Des cibles optiques réfléchissantes sont installées sur le panneau sandwich à une distance d'environ 2 pouces l'une de l'autre. Une fenêtre d'observation au-dessus de la chambre thermique permet la prise de photos à l'intérieur de la chambre. Afin de permettre un suivi du déplacement dans les trois dimensions et d'augmenter la précision de la mesure, le support du panneau est rotatif et plusieurs photos sont prises sous différents angles à

chaque point de mesure. La position initiale des cibles à température pièce est enregistrée. Ensuite, la position des cibles sur panneau est mesurée à chaud (120 °C) et à froid (-120 °C). La soustraction des positions mesurées en température (chaude ou froide) à celles à température pièce donne le déplacement des cibles. La déformation du panneau peut ainsi être observée dû aux changements de température. Par cette soustraction, la forme initiale du panneau et la déformation du panneau due à la force gravitationnelle sont retirées de la déformation observée.

Avant de prendre les mesures sur le panneau, ce dernier est soumis à une post-cuisson de 12 heures pour s'assurer qu'aucune polymérisation se produira lors de la prise de mesures. La chambre thermique est gardée sous une atmosphère sèche d'azote durant la post-cuisson et durant le cyclage thermique pour la prise de mesures.

Pour s'assurer que la température soit uniforme sur le panneau, la même stratégie que celle utilisée dans la section 3.3.2.1 est reprise : les thermocouples sont installés sur des points à faible capacité et à haute capacité thermique. Au total, six thermocouples sont installés sur le panneau, trois sur le panneau, où la capacité thermique est faible, et trois sur les points d'attache au support, où la capacité thermique est élevée. En comparant les températures lues par les thermocouples à haute capacité et à basse capacité thermique, une estimation de la température du panneau est obtenue.

Les déplacements observés à chaud sont présentés à la figure 4.8 et les déplacements observés à froid, à la figure 4.9.

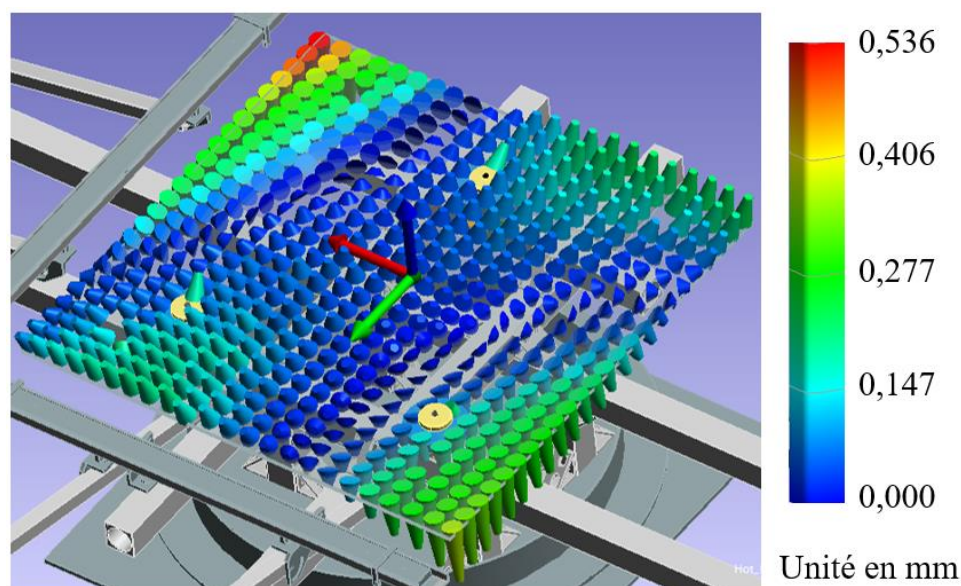


Figure 4.8 : Déplacement des cibles mesurée sur le panneau à chaud

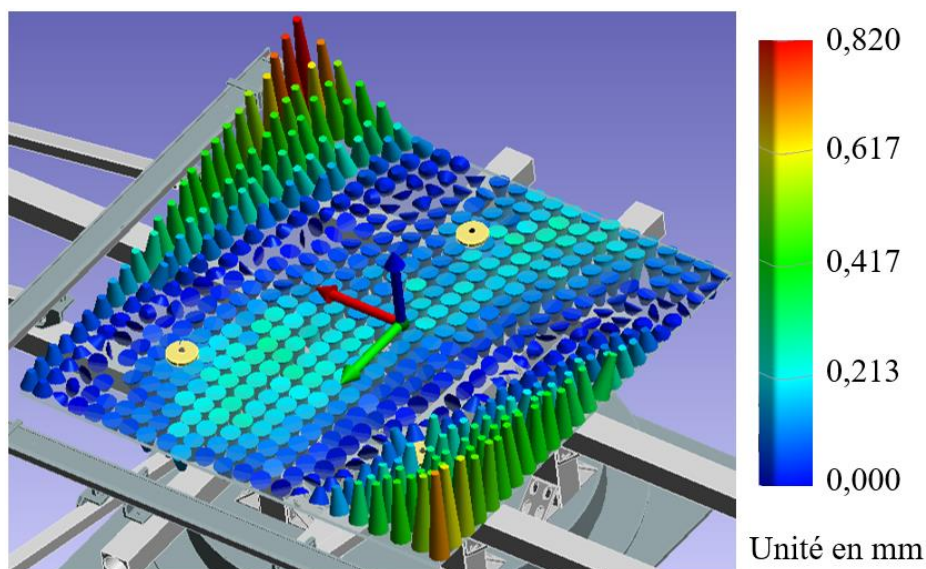


Figure 4.9 : Déplacement des cibles mesurée sur le panneau à froid

Sur les deux figures, le vecteur de déplacement de chaque cible par rapport à sa position à température ambiante est représenté par un cône pointant dans la direction du déplacement. La couleur du cône représente l'amplitude du déplacement de chaque cible. Comme attendu, la déformation du panneau à chaud est l'inverse de celle à froid. Les déplacements à froid sont plus grands que ceux à chaud, car la variation de température est plus importante.

Théoriquement, pour un panneau sandwich complètement symétrique comme celle testée, aucun déplacement normal au panneau ne devrait être observé. Par contre, des déplacements normaux sont observés sur le panneau. Le déplacement crête à crête, c'est-à-dire la différence entre la plus grande et la plus petite valeur de déplacement, est de 0,73 mm pour le cas chaud et de 1,07 mm pour le cas froid. La composante du déplacement observée la plus grande est celle normale au panneau. Malheureusement, l'importance de ces déplacements rend impossible l'évaluation précise de la dilatation thermique dans le plan du panneau sandwich.

4.5 Étude de sensibilité des déformations du panneau aux propriétés des laminés

Plusieurs phénomènes pouvant causer l'asymétrie des deux laminés peuvent être listés. Premièrement, le taux volumique de fibres (TVF) peut être différent d'un laminé à l'autre. Un laminé ayant un plus petit taux volumique de fibres aura une dilatation thermique plus grande.

Deuxièmement, le taux volumique de fibres pourrait varier à travers l'épaisseur du laminé. Les laminés du haut et du bas du panneau sandwich sont polymérisés séparément. L'empilement de préimprégné est placé sur un moule et un sac à vide est installé au-dessus. La face du laminé qui est en contact avec le moule se nomme côté moule tandis que celle sur le sac à vide, côté sac. L'assemblage du panneau sandwich est fait de manière à ce que les deux faces du côté moule des laminés soient dans la même direction. Une variation du taux de fibres dans l'épaisseur du laminé entraînerait donc une asymétrie de la construction et une déformation thermique hors du plan. Troisièmement, le cisaillement de la fibre d'un pli du laminé modifie son comportement thermomécanique. Si l'angle entre les torons de la chaîne et ceux de la trame est réduit, ceci cause un alignement des fibres dans une direction. La constante de dilatation thermique diminuera dans le sens de l'alignement des fibres et augmentera dans la direction perpendiculaire. Ainsi, si le cisaillement n'est pas identique dans les deux laminés, une asymétrie existera et des déformations hors du plan en température seront observées.

Afin de modéliser ces différents phénomènes, un modèle complet du panneau testé est créé. Pour pouvoir modéliser fidèlement l'effet de chaque phénomène décrit plus haut, les laminés doivent être modélisés en détail. Le laminé sera modélisé en utilisant des propriétés de type PCOMP dans Nastran. Pour pouvoir modéliser l'effet du cisaillement des fibres dans un pli, la direction de la chaîne et de la trame devront être discrétisées dans la définition des propriétés de l'élément. Ainsi, chaque pli réel de satin du laminé est modélisé en deux plis unidirectionnels, chacun ayant la demi-épaisseur d'un pli de satin complet.

Le calcul des propriétés thermomécaniques de ces demi-plis est fait à partir des propriétés des fibres et de la résine. Les propriétés des fibres et de la résine sont listées dans le tableau 4.7.

Tableau 4.7 : Propriétés thermomécaniques des fibres et de la matrice

Type	Description	Variable	Valeur	Source
Fibre de carbone (YSH-50A)	Module de rigidité longitudinale	E_{lf}	520 [GPa]	[34]
	Module de cisaillement	G_f	6,9 [GPa]	[35]
	Coefficient de Poisson	ν_f	0,2 [-]	[35]
	Dilatation thermique longitudinale	α_{lf}	-1,4 [ppm/°C]	[34]
	Dilatation thermique transversale	α_{tf}	6,8 [ppm/°C]	[35]
Matrice d'ester de cyanate (RS3)	Module de rigidité	E_m	3,0 [GPa]	[36]
	Coefficient de Poisson de la matrice	ν_m	0,4 [-]	[5]
	Dilatation thermique	α_m	43 [ppm/°C]	[36]

La plupart des propriétés utilisées peuvent être trouvées dans les documents de spécification des fournisseurs. Les valeurs du module de cisaillement, du coefficient de Poisson et de la dilatation thermique transversale sont estimées à l'aide des valeurs de fibres ayant environ le même module de rigidité longitudinale. Le coefficient de Poisson de la matrice d'ester de cyanate est estimé comparable à celui d'une matrice d'époxy plus traditionnelle. Les propriétés mécaniques d'une matrice d'ester de cyanate sont comparables à celles d'une matrice d'époxy [5].

Les propriétés mécaniques du laminé sont calculées à partir des équations de la loi des mélanges [5]. Elles sont présentées ci-dessous en utilisant la variable présentée au tableau 4.7. Le taux volumique des fibres est représenté par V_f et le taux volumique de résine par V_m .

Module d'élasticité dans le sens des fibres :

$$E_{11} = E_{lf}V_f + E_mV_m \quad (5.1)$$

Module d'élasticité transversal au sens des fibres :

$$E_{22} = \frac{E_{lf}E_m}{E_{lf}V_m + E_mV_f} \quad (5.2)$$

Coefficient de Poisson dans le plan :

$$v_{12} = v_fV_f + v_mV_m \quad (5.3)$$

Module de cisaillement dans le plan :

$$G_{12} = \frac{G_fG_m}{G_fv_m + G_mv_f} \quad (5.4)$$

La dilatation thermique de chaque pli unidirectionnel doit être calculée. Le modèle de R.A. Schapery propose des équations se basant sur les principes énergétiques [37]. Les équations pour la dilatation thermique dans le sens des fibres et dans le sens transversal sont présentées ci-dessous.

Dilatation thermique dans le sens des fibres :

$$\alpha_{11} = \frac{E_{lf}\alpha_fV_f + E_m\alpha_mV_m}{E_{lf}V_f + E_mV_m} \quad (5.5)$$

Dilatation thermique dans le sens transversal aux fibres :

$$\alpha_{22} = \alpha_{tf}V_f \left(1 + v_f \frac{\alpha_{lf}}{\alpha_{tf}} \right) + \alpha_mV_m(1 + v_m) - \alpha_{11}(v_fV_f + v_mV_m) \quad (5.6)$$

Le modèle numérique du panneau sandwich de la taille de celui testé en chambre thermique est présenté sur la figure 4.10.

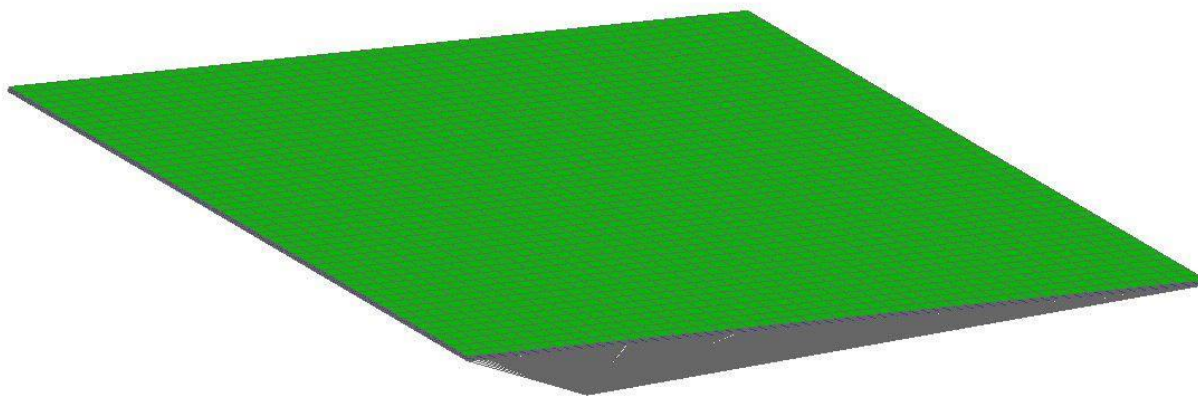


Figure 4.10 : Modèle numérique du panneau sandwich

Chaque laminé est modélisé avec des éléments plaques linéaires d'environ 25,4 mm utilisant une propriété matériaux de type PCOMP. Trois éléments solides sont modélisés dans l'épaisseur du panneau. La convergence du modèle est supposée, car cette taille d'élément est la taille standard utilisée par l'entreprise partenaire. Les propriétés du matériau orthotrope de chaque pli unidirectionnel sont calculées avec les équations 5.1 à 5.6 pour chaque taux volumique de fibres testées. Des plis avec un taux volumique variant de 57 % à 60 % sont utilisés. Le nida est modélisé à l'aide d'éléments solides linéaires utilisant les propriétés développées présentées au tableau 4.5 et au tableau 4.6. Un élément de type RB3 connecté au laminé du bas avec son nœud maître encastré est utilisé pour contraindre le déplacement et garder le panneau centré. Une variation de température de -140 °C est imposée.

Pour tester les trois cas discutés plus haut, quatre modèles sont créés. Les propriétés des laminés utilisés pour chaque modèle sont présentées dans le tableau 4.8.

Tableau 4.8 : Propriétés des laminés de chacun des modèles

	Modèle 1		Modèle 2		Modèle 3		Modèle 4	
	Angle (°)	V_f (-)	Angle (°)	V_f (-)	Angle (°)	V_f (-)	Angle (°)	V_f (-)
Laminé du bas	0	0,57	0	0,6	1	0,6	0	0,6
	90	0,57	90	0,59	89	0,6	90	0,6
	45	0,57	45	0,58	45	0,6	44	0,6
	-45	0,57	-45	0,57	-45	0,6	-44	0,6
Laminé du haut	-45	0,6	-45	0,6	-45	0,6	-45	0,6
	45	0,6	45	0,59	45	0,6	45	0,6
	90	0,6	90	0,58	90	0,6	90	0,6
	0	0,6	0	0,57	0	0,6	0	0,6

Le modèle 1 représente une différence de taux volumique de fibres entre les deux laminés. Un taux volumique de fibres de 0,57 pour le laminé du bas et de 0,60 pour le laminé du haut est évalué. Le modèle 2 représente une variation du taux volumique de fibres à travers l'épaisseur des laminés. La variation passe de 0,57 à 0,60 à travers l'épaisseur d'un laminé. Le modèle 3 représente un cisaillement dans le pli à 0° du laminé du bas, tandis que le modèle 4 a un cisaillement dans un pli à 45°. Les figures suivantes présentent la déformation hors de plan (Z) obtenue pour chaque modèle.

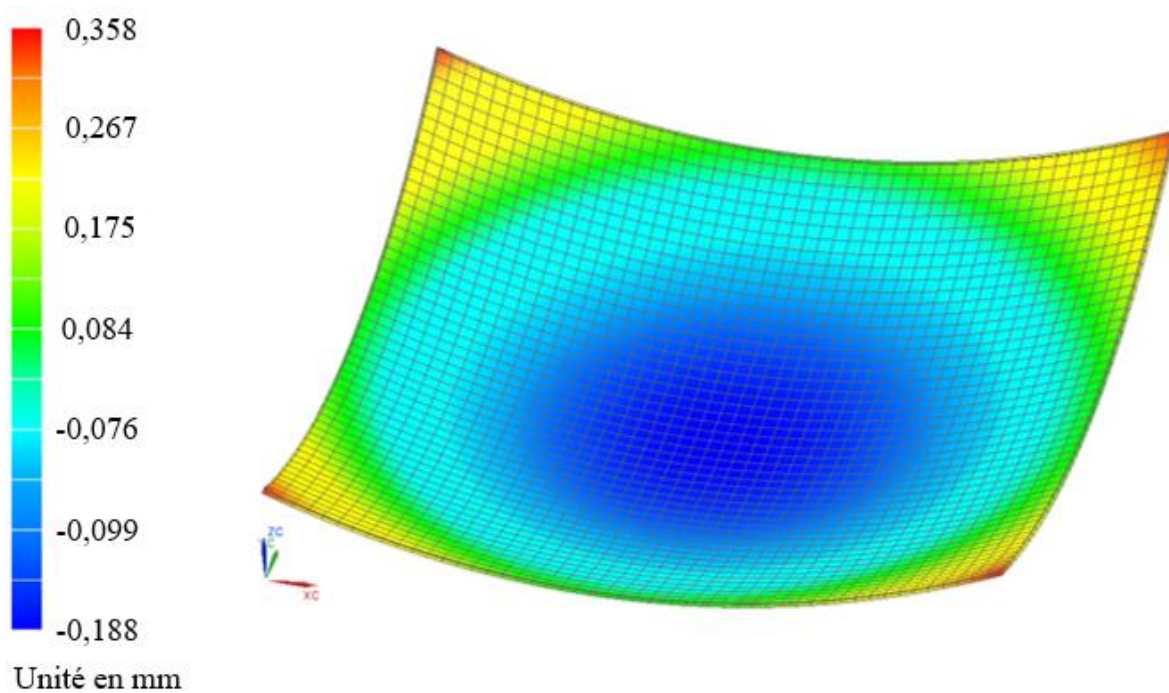


Figure 4.11 : Déplacement en Z du modèle 1

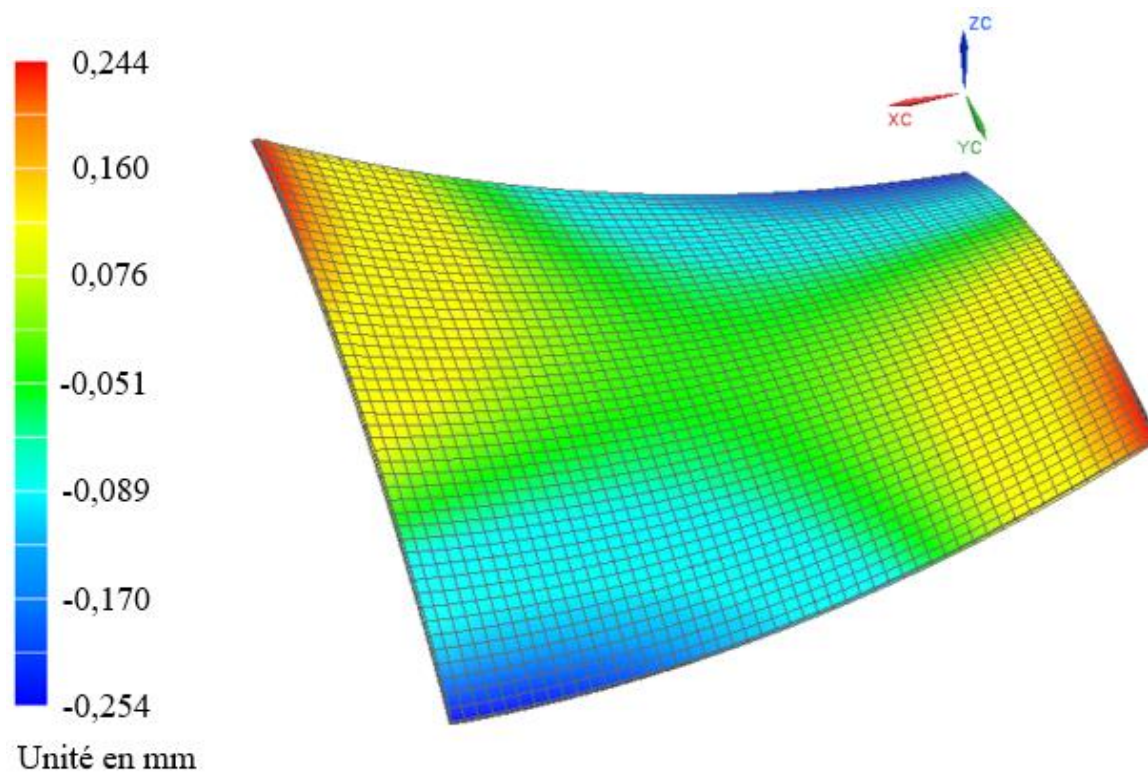


Figure 4.12 : Déplacement en Z du modèle 2

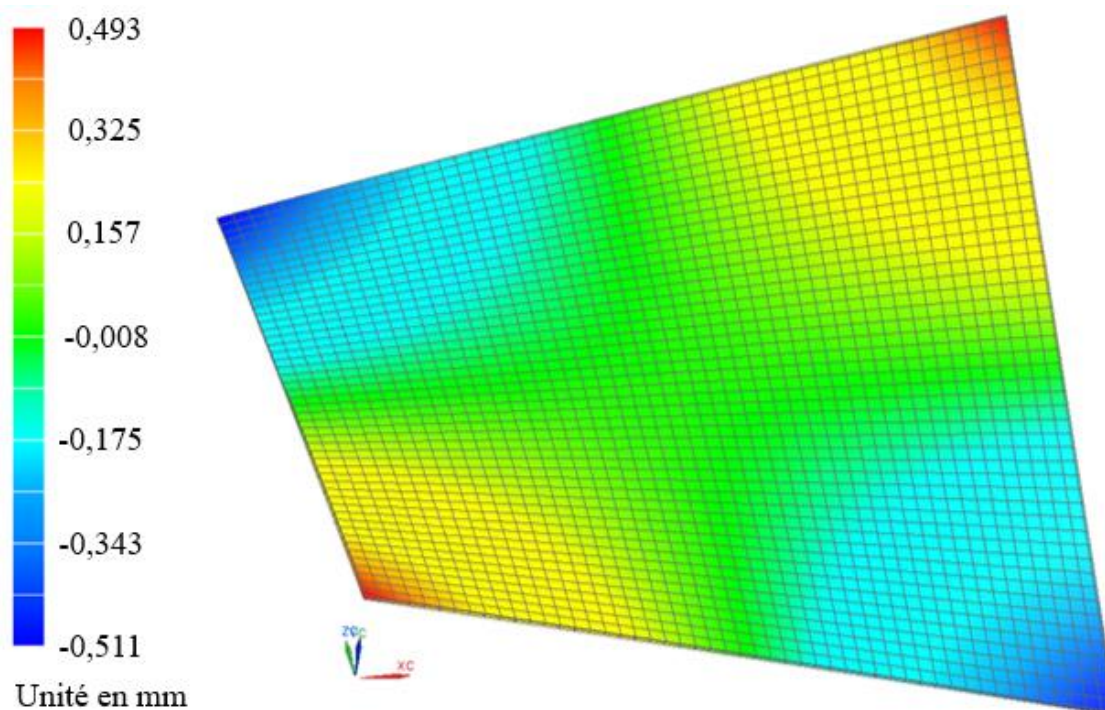


Figure 4.13 : Déplacement en Z du modèle 3

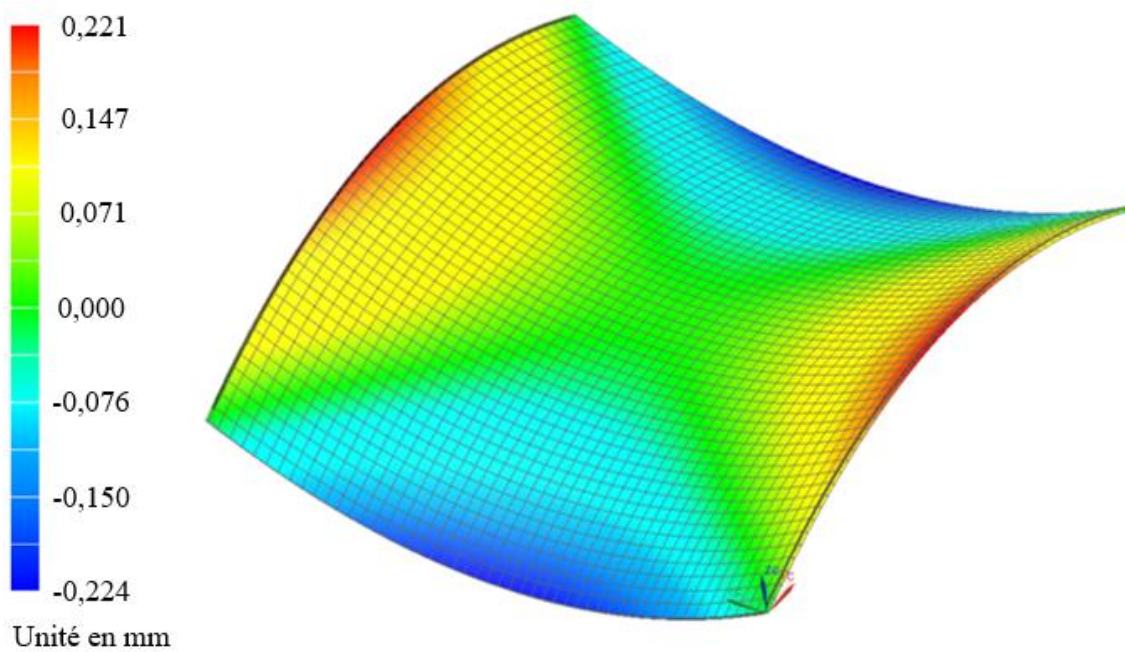


Figure 4.14 : Déplacement en Z du modèle 4

Tous les modèles ayant une asymétrie dans leurs laminés font apparaître une déformation hors du plan. Le modèle 1 entraîne une déformation en forme de bol avec un déplacement crête à crête de 0,55 mm. Le laminé du dessous ayant un taux de fibres plus élevé prend plus d'expansion que celui du haut. Bien que l'ampleur des déplacements soit plus petite, la déformation du modèle 2 est semblable à la déformation observée sur le panneau testé. Le déplacement crête à crête pour le modèle 2 est de 0,50 mm. Le modèle 3 entraîne une déformation en forme de paraboloïde hyperbolique. Le modèle 4 a la même forme de paraboloïde hyperbolique que le modèle 3 tourné de 45° autour de l'axe normal au panneau. Les déplacements crête à crête pour le modèle 3 et 4 sont de 1,00 mm et 0,445 mm respectivement.

L'ampleur des déformations des quatre modèles semble montrer que des défauts mineurs dans les laminés causant une asymétrie dans le panneau sandwich peuvent entraîner des déformations comme celles observées sur le panneau testé. En combinant certains effets des différents modèles, il est possible d'arriver à la déformation observée sur le panneau testé. Par exemple, la figure 4.15 montre la déformation d'un panneau qui aurait deux tissés ayant un cisaillement de 1° et une différence de taux volumique de fibres entre le laminé du haut et du bas de 2%.

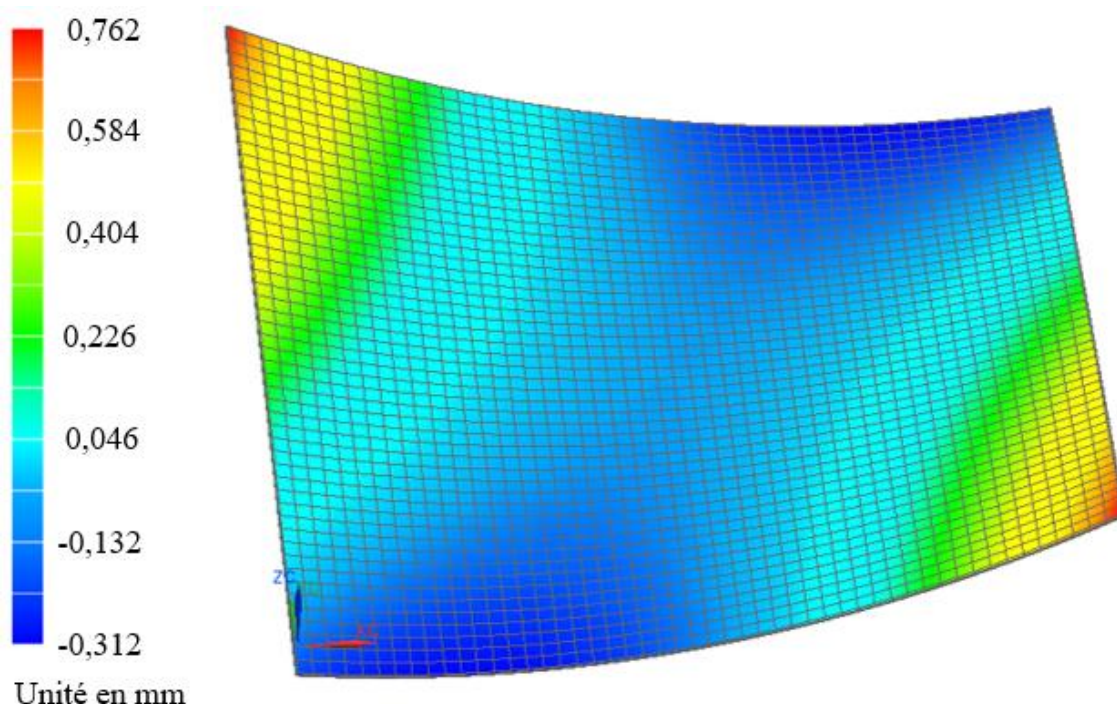


Figure 4.15 : Déplacement du modèle aux effets combinés

Il est aisé de reconnaître la ressemblance entre cette déformation et celle observée sur le panneau. Il n'y a cependant pas unicité de la solution; plusieurs autres combinaisons de défauts peuvent mener à des déformations semblables. Une caractérisation détaillée des laminés du panneau sandwich testée serait nécessaire pour connaître avec exactitude le cas correspondant aux essais expérimentaux.

Le test en chambre thermique, ainsi que sa modélisation, ont permis de comprendre l'ampleur de l'impact qu'un faible débalancement entre les deux laminés pouvait avoir sur la déformation d'un panneau sandwich. Pour accomplir une modélisation fidèle des déformations thermiques d'un panneau sandwich, chacun des laminés doit être étudié et modélisé en détail.

CHAPITRE 5 IMPACTS DE LA SOUS-DIVISION DE L'ÂME DES RÉFLECTEURS SUR LEURS DISTORSIONS THERMIQUES

Dans ce chapitre, les modèles numériques développés précédemment seront utilisés pour évaluer l'impact de la sous-division de l'âme d'un panneau sandwich d'un réflecteur typique. Habituellement, le nida est divisé en plusieurs sections de différentes formes qui sont cousues l'une à l'autre pour permettre de conformer plus facilement le nida à la forme concave d'un réflecteur. La solution proposée ici utiliserait la même technique pour consolider les différentes pièces de nida, mais la forme et l'orientation des pièces seraient choisies au préalable pour limiter au maximum les distorsions thermiques du réflecteur.

Il a été montré que la dilatation thermique dans le plan d'un panneau sandwich n'est pas égale dans les deux directions [8]. Les caractéristiques orthotropes du nida entraînent une dilatation thermique plus élevée dans le sens des parois doubles [8]. Ainsi, l'orientation du nida dans la construction d'un réflecteur influence la forme et l'amplitude de sa déformation en température.

5.1 Méthodologie

La figure 5.1 présente les deux types de réflecteurs qui seront étudiés.

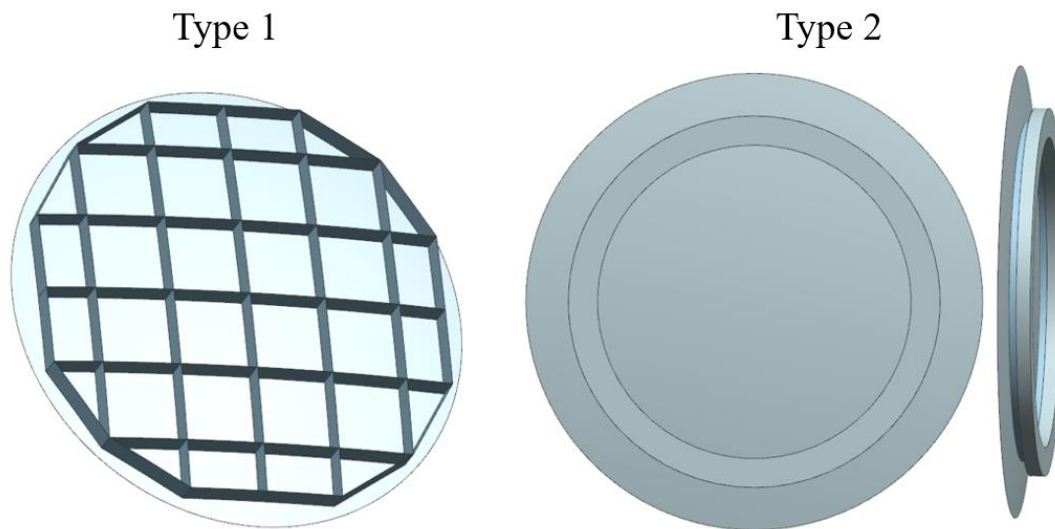


Figure 5.1 : Schéma des deux types de réflecteurs étudiés

La coque est identique pour les deux réflecteurs. Elle a un diamètre de 2,4 m avec une forme parabolique parfaite. Le premier type de réflecteur utilise une construction traditionnelle avec une structure arrière constituée d'un treillis de raidisseur. Ce type de réflecteur a comme avantage d'être très rigide, mais la masse de la structure arrière est importante. Pour le second type de réflecteur, la structure arrière est constituée d'un panneau plat rigide. La coque y est ensuite fixée en utilisant un système d'attaches qui permet une dilatation plus libre de celle-ci. Cette construction permet de réduire la masse totale du réflecteur et découple davantage les distorsions thermiques de la structure arrière à la surface utile de la coque.

Pour chaque type de réflecteur, trois configurations des nidas sont étudiées. La figure 5.2 schématise ces trois configurations.

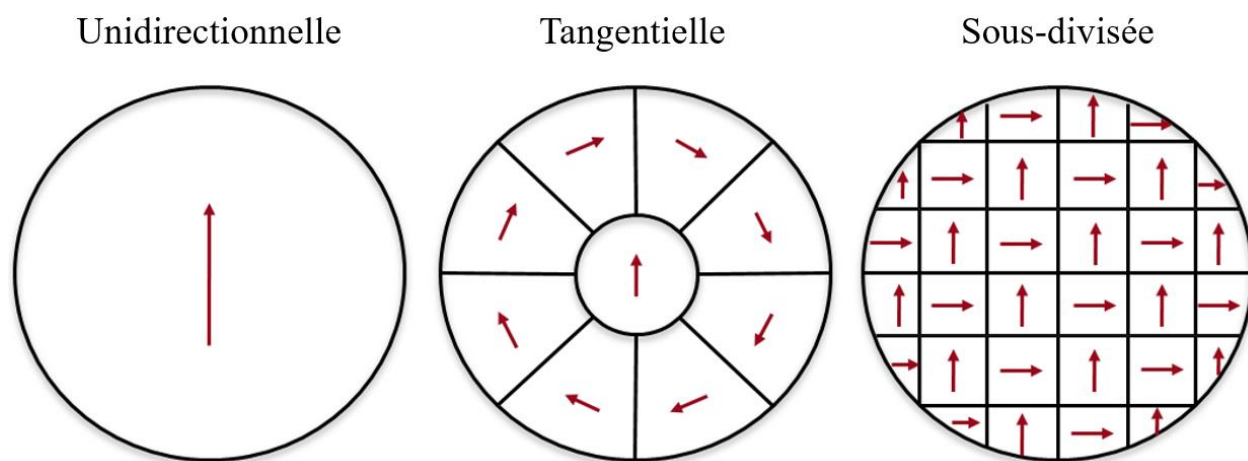


Figure 5.2 : Schéma des configurations d'âme étudiées

La première configuration consiste à mettre le nida en entier dans une direction. Dans la seconde configuration, le nida est coupé en pointes de tarte et la direction longitudinale du nida est positionnée tangentielle sur la coque. Une section unidirectionnelle d'environ 30 cm est introduite au centre. Cette configuration permet de placer la direction ayant la plus faible dilatation thermique du nida dans le sens de la dimension la plus grande du réflecteur. Effectivement, en positionnant les rubans de manière tangentielle, la direction perpendiculaire au ruban se trouve dans le sens radial. Finalement, la troisième configuration coupe le nida en petites sections carrées et les positionne en inversant le sens du ruban à chaque carré, formant un motif d'échiquier. Ceci permet de diminuer la différence de dilatation thermique entre les deux sens. Évidemment, plus la

taille des sous-divisions est petite, plus cet effet sera grand. Ainsi, plusieurs tailles de sous-divisions sont évaluées.

La technique de modélisation utilisée pour la coque ainsi que les propriétés des matériaux introduits dans le modèle sont celles développées dans la section 4.3. Les propriétés mécaniques des structures arrière ont été développées par l'entreprise partenaire. Des éléments d'une taille d'environ 25,4 mm sont utilisés pour l'ensemble du modèle. Une combinaison de contraintes formant un support isostatique permettant au réflecteur de se déformer librement est définie dans le modèle. Chaque modèle est soumis à une différence de température de -120 °C.

Pour caractériser la performance des réflecteurs, trois paramètres seront comparés : le dépointage, la focalisation et la moyenne quadratique de la déformation normale du réflecteur, communément appelée « déformation RMS », où « RMS » fait référence à « Root Mean Square ». D'abord, le dépointage est lié à la rotation de la surface réflectrice de la coque. Ensuite, la focalisation est liée au rapprochement ou à l'éloignement de la surface réflectrice à la source. Finalement, la moyenne quadratique de la déformation normale du réflecteur représente l'ampleur de la déformation de la surface. La méthode de calcul détaillée pour ces valeurs est inscrite en annexe (Annexe A). Plus la valeur de ces paramètres est petite, moins le réflecteur se déforme et une meilleure performance est ainsi obtenue.

5.2 Résultats

5.2.1 Réflecteur de type 1

La figure 5.3 présente le déplacement de la surface réflectrice dans l'axe normal pour les réflecteurs de type 1. Le tableau 5.1 compare ensuite les trois paramètres de performance du réflecteur.

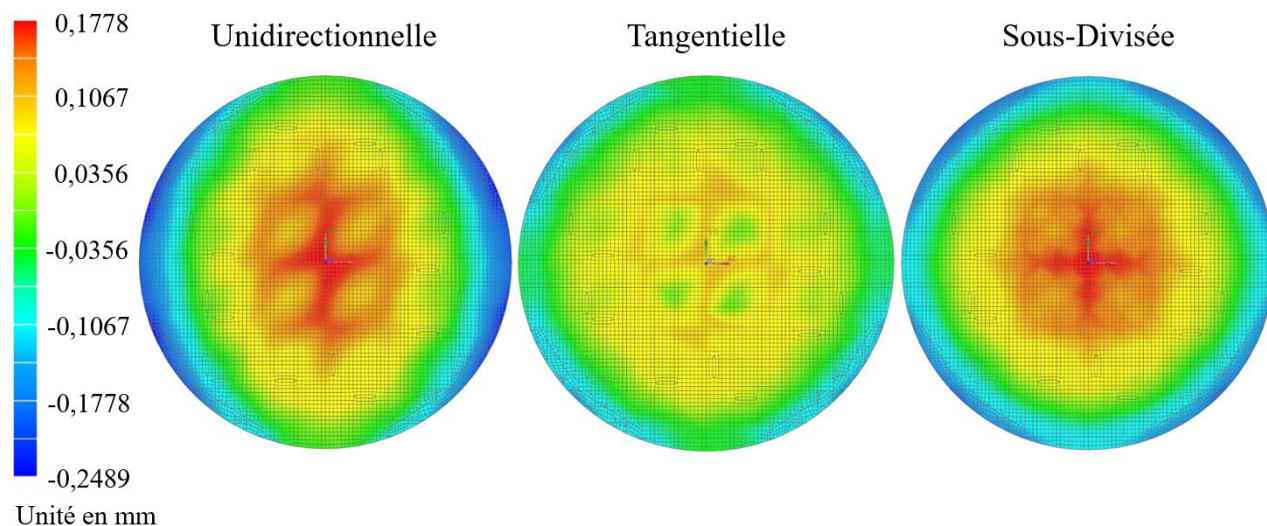


Figure 5.3 : Déformation hors du plan du réflecteur de type 1

Tableau 5.1 : Paramètres de performance du réflecteur de type 1

	Unidirectionnelle	Tangentielle	Sous-divisée
Dépointage (mDeg)	10,4	6,4	13,0
Focalisation (mm)	-0,197	-0,122	-0,199
Déformation RMS (mm)	0,106	0,067	0,101

Les déplacements pour la configuration d'âme tangentielle semblent être les plus faibles. La valeur de déformation RMS est la plus faible des trois configurations avec une valeur de 0,067 mm. Les bords du réflecteur unidirectionnel se déforment inégalement. En effet, une paire de côtés opposés du réflecteur se déforment grandement, tandis que l'autre paire se déforme peu, formant ainsi une surface cylindrique. Les bords des configurations tangentielles et sous-divisées se déforment de manière plus égale. Par contre, le déplacement des bords de la configuration radiale est moindre par rapport à celui de la configuration sous-divisée.

5.2.2 Réflecteur de type 2

La figure 5.4 présente le déplacement de la surface réfléchissante dans l'axe normal pour les réflecteurs de type 2. Le tableau 5.2 compare ensuite les trois paramètres de performance du réflecteur.

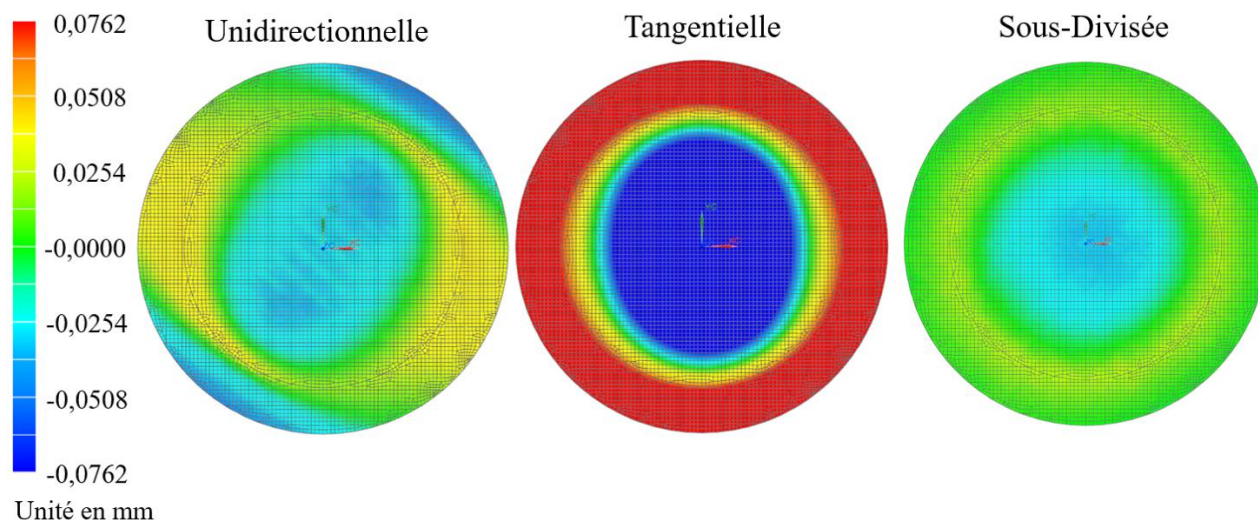


Figure 5.4 : Déformation hors du plan du réflecteur de type 2

Tableau 5.2 : Paramètres de performance du réflecteur de type 2

	Unidirectionnelle	Tangentielle	Sous-divisée
Dépointage (mDeg)	0,58	0,14	0,05
Focalisation (mm)	-0,269	-0,300	-0.251
Déformation RMS (mm)	0,026	0,161	0,015

Les déplacements de la configuration sous-divisée semblent être plus faibles. Dans la configuration tangentielle, le périmètre extérieur du cercle se rétrécit beaucoup, car la direction du ruban est orientée dans le sens de la circonférence du réflecteur. Ceci entraîne un effet de serrage au périmètre qui cause la déformation du réflecteur des bords vers son centre. Une surface déformée semblable à un bol est obtenue. Dans la configuration unidirectionnelle, la déformation plus grande dans une direction entraîne les bords à se déformer, de manière à ressembler à une selle de cheval. La configuration sous-divisée, qui donne la déformation RMS la plus petite, se déforme de manière uniforme sur toute la surface. La majeure partie de la diminution de la déformation RMS s'explique par le fait que les bords du réflecteur se déforment moins que ceux des autres configurations.

5.3 Discussion

Bien que la configuration sous-divisée diminue les déformations thermiques, une quantité importante de sections d'âme doit être utilisée pour la fabrication de la coque. Dans le cas du

réflecteur présenté avec des divisions de 101,6 mm, environ 410 sections d'âme carrées doivent être utilisées. Cette grande quantité de sections d'âme entraîne plusieurs difficultés. Premièrement, la fabrication de cette configuration demande un nombre important d'heures de travail, car chaque section de nida doit être coupée puis unie à l'aide d'un fil de couture. Deuxièmement, la quantité importante de joints entre chaque pièce entraînerait certainement une diminution de la résistance du nida et par le fait même, du réflecteur. Finalement, s'assurer que toutes les pièces de l'âme restent bien positionnées lors de la fabrication serait ardu puisqu'elles sont nombreuses. La figure 5.5 et le tableau 5.3 présentent la déformation RMS associée à différentes tailles de sous-divisions.

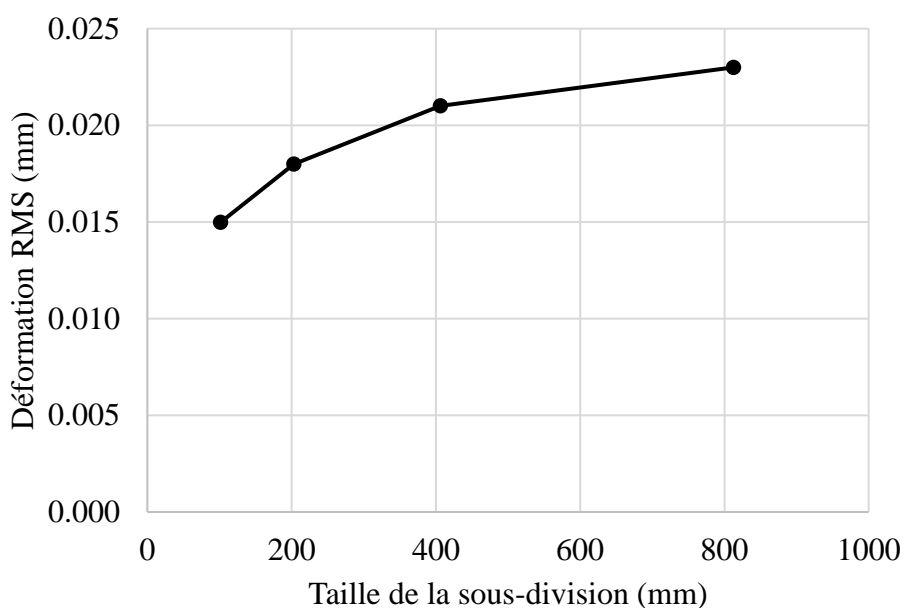


Figure 5.5 : Déformation RMS pour différentes tailles de sous-divisions

Tableau 5.3 : Nombre de pièces d'âme pour différentes tailles de sous-divisions

Taille de la sous-division (po)	RMS (mm)	Nombre de pièces d'âme
101,6	0,015	412
203,2	0,018	103
406,4	0,021	26
812,8	0,023	6
Unidirectionnelle	0,026	1

La diminution des distorsions thermiques est plus marquée lorsque la taille des sous-divisions est plus petite. Pour qu'un avantage soit perceptible, il semble qu'il faudrait utiliser une petite taille de sous-division et ainsi, un nombre élevé de pièces de nida. Par exemple, pour obtenir une diminution de la valeur de la déformation RMS de 0,005 mm, le nida doit être divisé approximativement en 26 pièces.

Il est à noter que la configuration de l'âme engendrant le moins de déformation n'est pas la même pour les deux types de réflecteurs. Pour le type 1, la meilleure configuration est tangentielle, tandis que pour le type deux, la sous-divisée offre de meilleures performances. L'interaction entre la structure arrière et la coque dicte alors la meilleure stratégie à adopter. Pour le type 1, qui a une structure rigide, la solution tangentielle diminue au maximum la dilatation du réflecteur dans sa dimension la plus grande et limite les efforts transmis à la structure arrière. Pour le type 2, où la coque est plus libre de se déformer, il est important d'avoir une dilatation thermique de la coque plus uniforme, causant ainsi une déformation axisymétrique, ce qui diminue les déformations au maximum.

Il est important de noter que les réflecteurs étudiés sont des réflecteurs idéaux qui ont des valeurs de déformation RMS faibles. Dans une situation réelle, d'autres éléments ajoutent de la déformation aux réflecteurs. Par exemple, la surface réflectrice est habituellement parsemée de bosses et de vallées permettant d'obtenir une couverture précise du signal sur Terre. Aussi, une interface d'attache au satellite doit être présente sur la structure arrière, ce qui amène davantage de distorsion. Si la majorité de la distorsion thermique sur un réflecteur est causée par autre chose que la dilatation orthotrope de la coque, la sous-division du nida aura peu d'influence sur la performance du réflecteur.

CHAPITRE 6 CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS

Les caractéristiques thermomécaniques des nidas en papier de para-aramide ont été étudiées. D'abord, les tests mécaniques de traction dans le plan ont permis de mesurer la différence de rigidité dans le plan du nida. Ensuite, une estimation de la dilatation thermique des matériaux constituant le nida a été obtenue par les tests de dilatation thermique hors du plan. Enfin, une nouvelle installation de test a été développée pour mesurer la dilatation thermique dans le plan des nidas. Les résultats de ces tests ont permis de montrer que la dilatation thermique des nidas était principalement due à une déformation des cellules hexagonales. Une technique de modélisation pour les cellules d'un nida a ensuite été développée. Cette modélisation se distingue de celles habituellement utilisées par sa simplicité de modélisation dans les logiciels commerciaux. À l'aide des résultats de test mécanique et de la technique de modélisation développée, un modèle numérique unitaire d'une cellule du nida a été créé.

Par la suite, les tests de tractions sur le panneau sandwich ont permis d'estimer l'apport de rigidité réel qu'a l'âme sur l'assemblage. Le résultat de ce test a permis le développement des propriétés d'un matériau homogène équivalant au nida, permettant ainsi la modélisation de panneau sandwich de grande taille et de forme complexe. Les tests de distorsion thermique sur le panneau sandwich plat ont démontré que les défauts dans les laminés ont un grand impact sur la réponse thermique du panneau. Trois cas causant des déformations thermiques importantes sur le panneau ont été soulevés : la variation du taux volumique de fibres à travers l'épaisseur d'un laminé, la différence de taux volumique de fibres entre les deux laminés et le cisaillement des tissés. Une étude détaillée pourrait être menée afin de déterminer la source de l'asymétrie des laminés et ainsi permettre de réduire les distorsions hors-plan des panneaux sandwich.

L'étude des différentes configurations d'âme sur le réflecteur a montré qu'il est possible d'obtenir une diminution des distorsions thermique. La sous-division de l'âme en sections de directions alternées diminue la distorsion thermique pour les réflecteurs ayant une interface à attaches flexibles. Cependant, l'âme de nida doit être divisée en de nombreuses sections pour obtenir une importante diminution des distorsions ce qui rend la solution plus compliquée à mettre en œuvre.

L'étude des différentes configurations d'âme sur le réflecteur a montré que la configuration idéale dépend de la structure arrière du réflecteur. Il faut donc prendre en considération l'interaction entre la coque et la structure arrière pour limiter au maximum les distorsions thermiques. La structure

arrière étant elle aussi fabriquée en panneau sandwich, il serait intéressant d'étudier les différentes configurations d'âme des panneaux de la structure arrière. En définitive, deux configurations d'âme, une pour la coque et une pour la structure arrière, qui limitent au maximum les distorsions thermiques en ayant des déformations thermiques compatibles pourraient être élaborées.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] DuPont^{MD}, "Kevlar® Aramid Fiber Technical Guide," 2017. [En ligne]. Disponible: <http://www.dupont.com>
- [2] DuPont^{MD}, "Introduction - Technical Data Sheet," 2003. [En ligne]. Disponible: <http://www.dupont.com>
- [3] C. C. Foo, G. B. Chai et L. K. Seah, "Mechanical properties of Nomex material and Nomex honeycomb structure," vol. 80, n°. 4, p. 588-594, 2007. [En ligne]. Disponible: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2006.07.010>
- [4] R. Roy *et al.*, "Characterization of Nomex honeycomb core constituent material mechanical properties," vol. 117, p. 255-66, 11/ 2014. [En ligne]. Disponible: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.06.033>
- [5] P. K. Mallick, *Fiber-reinforced composites : materials, manufacturing, and design*, 3rd^e éd. Boca Raton, FL: CRC Press, 2008.
- [6] HexcelTM, "HexWebTM Honeycomb Attributes and Properties - A comprehensive guide to standard Hexcel honeycomb materials, configurations, and mechanical properties," Hexcel, Édité, éd, 1999.
- [7] L. J. Gibson et M. F. Ashby, *Cellular solids : structure & properties*, 1st^e éd. Oxford Oxfordshire ; New York: Pergamon Press, 1988.
- [8] S. Kabashima et T. Ozaki, "Numerical approach to calculate thermal expansion of honeycomb sandwich panel with composite face sheets," vol. 9, n°. 4, p. 387-400, 2000. [En ligne]. Disponible: <http://dx.doi.org/10.1163/15685510052000101>
- [9] M. Lévesque, "MEC6418 - Notes de cours, Notions élémentaires sur les tenseurs," 2017.
- [10] M. Grediac, "Finite element study of the transverse shear in honeycomb cores," vol. 30, n°. 13, p. 1777-1788, 1993. [En ligne]. Disponible: [http://dx.doi.org/10.1016/0020-7683\(93\)90233-W](http://dx.doi.org/10.1016/0020-7683(93)90233-W)
- [11] W. S. Burton et A. K. Noor, "Assessment of continuum models for sandwich panel honeycomb cores," vol. 145, n°. 3-4, p. 341-360, 1997. [En ligne]. Disponible: [http://dx.doi.org/10.1016/S0045-7825\(96\)01196-6](http://dx.doi.org/10.1016/S0045-7825(96)01196-6)
- [12] R. Roy, J. H. Kweon et J. H. Choi, "Meso-scale finite element modeling of Nomex honeycomb cores," vol. 23, n°. 1, p. 17-29, / 2014. [En ligne]. Disponible: <http://dx.doi.org/10.1080/09243046.2013.862382>
- [13] C. Fischer *et al.*, "Influence of imperfections on the structural behaviour of honeycomb cores," communication présentée à 17th European Conference on Composite Materials, ECCM 2016, June 26, 2016 - June 30, 2016, Munich, Germany, 2016.
- [14] R. Seemann et D. Krause, "Numerical modelling of Nomex honeycomb sandwich cores at meso-scale level," vol. 159, p. 702-18, 01/01 2017. [En ligne]. Disponible: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.09.071>

- [15] S. Balawi et J. J. Abot, "A refined model for the effective in-plane elastic moduli of hexagonal honeycombs," vol. 84, n°. 2, p. 147-58, 07/ 2008. [En ligne]. Disponible: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2007.07.009>
- [16] A. E. Marble *et al.*, "Magnetic resonance detection of water in composite sandwich structures," vol. 42, n°. 5, p. 404-409, 2009/07/01/ 2009. [En ligne]. Disponible: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0963869509000140>
- [17] C. C. Chamis, R. A. Aiello et P. L. N. Murthy, "Fiber composite sandwich thermostructural behavior: computational simulation," vol. 10, n°. 3, p. 93-99, 1988.
- [18] J. Hohe et W. Becker, "Effective stress-strain relations for two-dimensional cellular sandwich cores: Homogenization, material models, and properties," vol. 55, n°. 1, p. 61-87, 2002.
- [19] X. Frank Xu et P. Qiao, "Homogenized elastic properties of honeycomb sandwich with skin effect," vol. 39, n°. 8, p. 2153-2188, 2002. [En ligne]. Disponible: [http://dx.doi.org/10.1016/S0020-7683\(02\)00111-7](http://dx.doi.org/10.1016/S0020-7683(02)00111-7)
- [20] M. Marchetti et F. Morganti, "Prediction of Thermal Expansion Coefficients of Sandwiches Using Finite Elements Methods Validated by Experimental Test Results," vol. 10, n°. 5-6, p. 409-427, 1982. [En ligne]. Disponible: [http://dx.doi.org/10.1016/0094-5765\(83\)90091-7](http://dx.doi.org/10.1016/0094-5765(83)90091-7)
- [21] Y. Hwan-Sik et G. Washington, "An optimal method of shape control for deformable structures with an application to a mechanically reconfigurable reflector antenna," vol. 19, n°. 10, p. 105004 (9 pp.), 10/ 2010. [En ligne]. Disponible: <http://dx.doi.org/10.1088/0964-1726/19/10/105004>
- [22] S. C. Bradford *et al.*, "An active composite reflector system for correcting thermal deformations," communication présentée à 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, April 4, 2011 - April 7, 2011, Denver, CO, United states, 2011. [En ligne]. Disponible: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2011-1826>
- [23] P. Wang *et al.*, "Thermal distortion compensation of a high precision umbrella antenna," communication présentée à International Conference on Fluid Mechanics and Industrial Applications 2017, FMIA 2017, October 21, 2017 - October 22, 2017, Taiyuan, China, 2017, p. Asian Union of Information Technology. [En ligne]. Disponible: <http://dx.doi.org/10.1088/1742-6596/916/1/012051>
- [24] E. K. Pfeiffer *et al.*, "Compact and stable earth deck multi-beam Ka-Band antenna structure and dual gridded reflector," communication présentée à 5th European Conference on Antennas and Propagation, EUCAP 2011, April 10, 2011 - April 15, 2011, Rome, Italy, 2011, p. 3345-3353.
- [25] Granta Design. (2012) CES EduPack Software—Material Level 3 [En ligne]. Disponible: <https://www.grantadesign.com>
- [26] T. L. Bergman et F. P. Incropera, *Fundamentals of heat and mass transfer*, 7th^e éd. Hoboken, NJ: Wiley, 2011.

- [27] T. Y. Hou et X. H. Wu, "A Multiscale Finite Element Method for Elliptic Problems in Composite Materials and Porous Media," vol. 134, n°. 1, p. 169-169, 1997. [En ligne]. Disponible: <http://dx.doi.org/10.1006/jcph.1997.5682>
- [28] *C364/C364M-16 Standard Test Method for Edgewise Compressive Strength of Sandwich Constructions*, 2016. [En ligne]. Disponible: https://doi.org/10.1520/C0364_C0364M-16
- [29] *ASTM D3039/D3039M-17 Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*, 2017. [En ligne]. Disponible: https://doi.org/10.1520/D3039_D3039M-17
- [30] Cytec^{MD}, "Technical Data Sheet - FM® 300 Epoxy Film Adhesive," p. 8, 2013. [En ligne]. Disponible: https://www.cytec.com/sites/default/files/datasheets/FM_300_081211-08a.pdf
- [31] ECSS, "Space engineering - Adhesive bonding handbook," éd. Noordwijk, The Netherlands: European Cooperation For Space Standardization, 2011.
- [32] W. H. Ong *et al.*, "Determination of FM300 material properties using Lamb waves," communication présentée à 8th Australasian Congress on Applied Mechanics, ACAM 2014, as Part of Engineers Australia Convention 2014, November 25, 2014 - November 26, 2014, Melbourne, VIC, Australia, 2014, p. 500-509.
- [33] Euro-Composites, "Mechanical Properties of ECK Honeycomb," 2010. [En ligne]. Disponible: <https://www.euro-composites.com/en/kevlar-wabe/>
- [34] Nippon Graphite Fiber Corp., "Pitch Based Carbon Fiber Granoc Yarn YSH-A Series High Compressive Strength for Aerospace Application," éd. 3-8 Nihonbashikobuna-cho Chuo-ku, Tokyo, Japan.
- [35] R. Zhiguo *et al.*, "Determination of thermal expansion coefficients for unidirectional fiber-reinforced composites," vol. 27, n°. 5, p. 1180-7, 10/ 2014. [En ligne]. Disponible: <http://dx.doi.org/10.1016/j.cja.2014.03.010>
- [36] TenCate^{MD}, "Product Data Sheet RS-3," éd, 2017.
- [37] R. A. Schapery, "Thermal Expansion Coefficients of Composite Materials Based on Energy Principles," vol. 2, n°. 3, p. 380-403, 1968.
- [38] D. Eberly, "Least Squares Fitting of Data," Redmond WA 98052, 1999. [En ligne]. Disponible: <https://www.geometrictools.com/>
- [39] A. Kayran et I. Aydinçak, "Assessment of effective elastic properties of honeycomb cores by finite element analysis of sandwich panels," communication présentée à 17th International Conference on Composite Materials, ICCM-17, July 27, 2009 - July 31, 2009, Edinburgh, United kingdom, 2009.

ANNEXE A - MÉTHODE DE CALCUL DES PARAMÈTRES DE PERFORMANCE DU RÉFLECTEUR

En considérant la position déformée des nœuds comme un ensemble de points $\{(x_i, y_i, z_i)\}_{i=1}^m$, un plan de la forme $z = Ax + By + C$ qui minimise la distance des nœuds au plan est cherché. La fonction d'erreur quadratique à minimiser est définie à l'équation (A.1)

$$E(A, B, C) = \sum_{i=1}^m [(Ax_i + By_i + C) - z_i]^2 \quad (\text{A.1})$$

La fonction d'erreur mène au système de trois équations linéaires (A.2) [38].

$$\begin{bmatrix} \sum_{i=1}^m x_i^2 & \sum_{i=1}^m x_i y_i & \sum_{i=1}^m x_i \\ \sum_{i=1}^m x_i y_i & \sum_{i=1}^m y_i^2 & \sum_{i=1}^m y_i \\ \sum_{i=1}^m x_i & \sum_{i=1}^m y_i & \sum_{i=1}^m 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A \\ B \\ C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^m x_i z_i \\ \sum_{i=1}^m y_i z_i \\ \sum_{i=1}^m z_i \end{bmatrix} \quad (\text{A.2})$$

La résolution de ce système linéaire mène aux coefficients A, B et C du plan minimisant les distances en z. Les paramètres de performance sont ensuite calculés à partir de ces coefficients. Les équations A.3, A.4 et A.5 présentent le calcul des paramètres évalués.

$$Dépointage = \sqrt{(\arccos(A)^2 * \arcsin(B)^2)} \quad (\text{A.3})$$

$$Focalisation = C \quad (\text{A.4})$$

$$Déformation\ RMS = \sqrt{\sum_{i=1}^m (z_i - (Ax_i + By_i + C))^2} \quad (\text{A.5})$$